


C 3 9015 00354 759 6
University of Michigan – BUHR


1837
ARTES
SCIENTIA
VERITAS
LIBRARY OF THE
UNIVERSITY OF MICHIGAN
TUEBOR
CIRCUMSPICE
COLLEGE
OF
ENGINEERING



ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTORLUFTSCHIFFAHRT

MIT BEITRÄGEN DER MODELL-VERSUCHSANSTALT FÜR AERODYNAMIK IN GÖTTINGEN, DER DEUTSCHEN VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT IN BERLIN-ADLERSHOF UND DER SCHIFFBAU-ABTEILUNG DER KGL. VERSUCHS-ANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU IN BERLIN

ORGAN DER WISSENSCHAFTLICHEN GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:

ING. ANSBERT VORREITER

ÖFFENTLICH ANGESTELLTER, BEEIDIGTER SACHVERSTÄNDIGER FÜR LUFTFAHRZEUGE DER HANDELSKAMMER BERLIN UND DER HANDELSKAMMER POTSDAM, SITZ BERLIN

BERLIN-STEGLITZ, SEDANSTRASSE 40/II

TEL.: STEGLITZ 1779

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

DR. L. PRANDTL UND DR.-ING. F. BENDEMANN

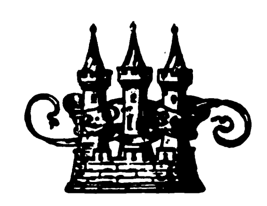
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

PROFESSOR, DIREKTOR DER DEUTSCHEN VERSUCHS-ANSTALT FÜR LUFTFAHRT, BERLIN-ADLERSHOF

8. JAHRGANG

1917

MIT 154 ABBILDUNGEN IM TEXT UND 14 TAFELBEILAGEN



MÜNCHEN UND BERLIN 1917

DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG

Inhalts-Übersicht.

Autoren.

Sachliches Register.

Patente (erteilte).

(Alphabetisches Patentinhaber-Verzeichnis.)



Patente (erteilte).

(Sachliches Register.)

Auszüge aus den Patentschriften.

(Alphabetisches Patentinhaber-Verzeichnis.)

Auszüge aus den Patentschriften.

(Sachliches Register.)

Bücherbesprechungen.

Autoren.

Bücherbesprechungen.

Sachliches Register.



Tafelbeilagen.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. | 27. Januar 1917. | Heft 1 u. 2.

By

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER, INGEN. B. D. INSPEKT. D. FLIEGERTRUPPEN, CHARLOTTENBURG
A. BAUMANN, PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE STUTTGART
Prof. Dr. BERSON, BERLIN-LICHTERFELDE
Dipl.-Ing. A. BETZ, GÖTTINGEN
H. BOYKOW, FREGATTEN-LEUTNANT A. D., FRIEDENAU—BERLIN
Dr. R. EMDEN, PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
Dr. E. EVERLING, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF
Geh. Hofrat Dr. S. FINSTERWALDER, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN
Dr.-Ing. FÖTTINGER, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL, LINDENBERG—BERLIN
Dr.-Ing. W. HOFF, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF
Geh. Reg.-Rat E. JOSSE, PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dr. N. JOUKOWSKY, PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU
R. KNOLLER, PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN
Dipl.-Ing. MAX MUNK, GÖTTINGEN
Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL, PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER, BERLIN
Dr.-Ing. H. REISSNER, PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
F. ROMBERG, PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Ing. JOHN ROZENDAAL, BERLIN — 's-GRAVENHAGE
Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE, PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
Dipl.-Ing. SCHAFFRAN, VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K. VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU
Dr. W. SCHLINK, PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL. TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG
Dipl.-Ing. SEPPELER, BERLIN
FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN, DIPL.-ING., LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER, GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. 27. Januar 1917. Heft 1 und 2.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Theorie und Praxis des Fliegens.

Von Dr.-Ing. Bader.

Selten wohl ist Theorie und Praxis in schärferen Gegensatz hinein gesteigert worden als in der Flugtechnik. Schon die Worte Theorie und Praxis rufen diesseits und jenseits Erregung wach. Schon die Begriffe Theorie und Praxis sind unklar. Ihre Auseinandersetzung erfolgt nicht ohne Leidenschaft. Die widerspruchslose Zusammenarbeit, die ältere Techniken zu so erstaunlichen Leistungen befähigt, besteht noch nicht. Theorie heißt doch nichts weiter, als Erfahrungen in innere Zusammenhänge zu bringen, sie zu Gesetzmäßigkeiten zu gestalten, und Praxis nichts weiter als gesetzgemäß Formgebung von Stoffen und Leitung von Kräften zu vorgesetzten Zwecken zu bewirken. Bedeutet Theorie, das Geschaute, die Erfahrung wohl geordnet in die Vorstellungskreise menschlicher Hirne hineinzutragen, so bedeutet Praxis, aus diesen Vorstellungen heraus die Natur zu meistern, sie eigenem Willen dienstbar zu machen. Ist es nicht möglich, sie völlig selbständig wirken zu lassen, d. h. Automaten zu konstruieren, bedarf es noch eines Kopfes, die Maschine zu beherrschen — nicht sie zu bedienen — wie etwa bei den Verkehrsmitteln, dann gehört auch noch der Führer der Maschine zu den Praktikern, die das Werk des Konstrukteurs in seinem Sinne zu vollenden haben. Und je mehr die beiden eines Sinnes sind, je aufgeklärter über die Vorgänge, die sie zu meistern haben, je vollkommener mit der Theorie vertraut, um so höher steht ihr Werk. Und das Werk ist immer das Ziel. Von vornherein. Für die Theorie und die Praxis.

Alle Technik beginnt mit primitiver Theorie und roher Praxis. Von der unmittelbaren Organprojektion der Ikarusdichtung eines Ovid gelangt die Flugtechnik zur zielbewußten Arbeit eines Lilienthal, der Erfahrungstatsachen sammelt, ordnet und verwertet, ohne sie in vollem Umfang theoretisch und konstruktiv auszunutzen. Nach den Gleitflügen Lilienthals machen zunächst motorgetriebene Kastendrachen Luftsprünge und von da an wirft sich die ganze Entwicklung, statt sich den eigentlichen flugtechnischen Problemen zuzuwenden, auf die Leistungssteigerung des Motors. Hier liegen schon Theorie und Praxis vor und der Fortschritt ist erstaunlich. Aber das Fliegen selbst bleibt vorläufig Sache persönlichen Muts, der Flugzeugbau roheste Empirie. Todesstürze bezahlen Erfahrungen, die ein theoretisch geschulter Ingenieur bedingungslos voraussehen kann.

Doch die Theorie entwickelt sich ebenso langsam wie die Praxis. Man setzt die Bewegungsgleichungen des Flugzeuges an, differenziert und integriert und gelangt zu endlosen Labyrinthen algebraischer Formeln, die die Vorstellungen verwirren, statt zu ordnen, die die Anschauungen ablenken, statt zu leiten. Man sieht sich diesen mathematischen Arbeiten gegenüber, um überhaupt irgendeinen Gewinnst für die Technik daraus zu ziehen, gezwungen, entweder vereinfachende Voraussetzungen zu treffen, die vielleicht in Modellen, aber nie in Flugzeugen verwirklicht werden können, oder während der Rechnung Annahmen zu machen für den besonderen Fall, die das Rechnungsergebnis für andere Fälle völlig entstellen oder man setzt, um zu einem verwertbaren Ergebnis zu gelangen, Zahlen ein und gelangt so abseits jeder Anschauung

zu einer Bedingung, die man konstruktiv zu erfüllen hat, ohne zu wissen auf welche Weise.

Es nimmt nicht Wunder, daß diese unbeholfenen Anfänge der Theorie nicht zusammengehen mit den nicht makellosen Anfängen der Praxis, daß das in technischer Beziehung verständnislose Urteil der Theoretiker überhaupt keine Berührung findet mit dem durch theoretische Erwägungen nicht geklärten Urteil der Praktiker, die zumeist nicht einmal über die in älteren Techniken übliche Bewertung der Theorie unterrichtet sind.

Versäumte die Theorie, sich über den Bereich des technisch Möglichen zu orientieren, so unterließ die Praxis festzustellen, daß das Flugzeug zwar völlig dem Geist des Führers unterworfen ist, aber nicht seinem Wunsch; daß man nicht 200 PS von ihm verlangen darf, wenn es deren nur 100 hat; daß es nicht auf Mut allein, sondern kühle Überlegung dem Unerwarteten gegenüber ankommt. Es ist bekannt, daß Fliegen schneller vor sich geht als Denken. Sonst wäre es möglich, ohne Schulung zu fliegen. Die physiologischen Reaktionen auf äußere Eindrücke müssen reflexiv erfolgen; das Denken verläuft an sich zu langsam, es muß Bahnen finden, die es schon hundertmal durchlaufen hat; dann braucht es nicht immer über die Schwellen des Bewußtseins zu stolpern; es verläuft unterbewußt. Aber wenn auch das Bewußtsein vielfach gar nicht mehr durch die Reaktionen auf gewöhnliche Flugvorgänge berührt wird, hilft es außerordentlich, alle Vorstellungen, die unvorhergesehen Wirklichkeit werden können, zur Hand zu haben, gedanklich, anschaulich ebenso auf ungewöhnliche Vorkommnisse vorbereitet zu sein. Demnach ist es Pflicht der Praxis, die Ergebnisse der Theorie nicht allein zur Kenntnis zu nehmen, sondern vor allem sie zur Steigerung ihrer Leistungen zu verwerten.

Und es ist Pflicht der Theorie, nicht allein Ergebnisse auszuarbeiten, sondern vor allem sie in gemeinverständlicher, wirklichkeitsvertrauter Form darzustellen. Die Mathematik läßt sich nicht meiden. Differentialgleichungen vierter Ordnung sind zur Aufstellung der Stabilitätsbedingungen unerläßlich; aber sie sind, wenn nur die Rückkehr zu den Anschauungen, die den mathematischen Ansatz liefern, zielbewußt erfolgt, für konstruktive und fliegerische Folgerungen geradezu unerschöpflich.

Einen ersten Versuch einer Verständigung zwischen Theorie und Praxis lege ich hierunter vor.

Vorläufer des Flugzeugs ist der Drachen. Grundlage beider eine alltägliche Erfahrung. Liegt eine Fläche nicht ganz wagerecht im Winde derart, daß die höher liegende Seite dem Winde zugekehrt ist, so erfährt sie Auftrieb. Ist dieser größer als das Gewicht, so hebt der Wind die Fläche empor. Da der Wind jedoch auch wagerechte Kräfte in seiner eigenen Richtung äußert, gibt er der hochgehobenen Fläche allmählich seine Geschwindigkeit. Infolgedessen sinkt sie. Denn nur die Geschwindigkeit des Windes gegenüber der Fläche ruft Auftrieb hervor. Wird die Fläche durch Seilkräfte (Drachenschnur, Kabel) verhindert, mit dem Winde zu gehen, so hält sie Höhe. Ist der Wind nicht stark genug, eine Fläche (Drachen) zu heben, so muß sie dem Wind entgegen bewegt werden. Wind von 10 m in der Sekunde leistet gleiches wie wenn der Drachen mit 36 km in der Stunde (d. i. 10 m in der Sekunde) bei Windstille geschleppt wird. Ist der Motor des Schleppfahrzeugs (Kraftwagen, Kraftboot) leicht genug, der Drachen groß genug, ihn zu tragen, so fällt der Seilzug weg: Der Drachen verselbständigt sich zum Flugzeug. Sein Luftwiderstand wird nicht von der Erde aus durch Seilzug, sondern unmittelbar in der Luft durch Propellerzugkraft überwunden. Von der Erde aus kann man sehr beträchtliche Kräfte durch das Drachenkabel übertragen, ein leichter Motor hingegen hat nur sehr begrenzte Leistungsfähigkeit. Das Flugzeug wurde erst ermöglicht durch Konstruktion:

1. Hinreichend großer steifer Flächen verhältnismäßig geringen Widerstandes.
2. Leichter Motoren verhältnismäßig großer Leistungen.
3. Fester Propeller, die bei großer Zugkraft der Drehung nur kleinen Widerstand entgegensetzen.

Von diesen drei Aufgaben der Flugtechnik berühren sich die erste und dritte im Ausschlag gebenden Punkt. Die Fläche soll großen Auftrieb bei kleinem Widerstand liefern, der Propeller großen Schub (Vortrieb) bei geringem Drehwiderstand, nur mit dem Unterschied, daß die Flächen des Flugzeugs und des Propellers senkrecht zueinander stehen. Dort werden die großen Kräfte als senkrechte, hier als wagerechte gefordert; dort die kleinen in der Flugrichtung, hier rechtwinklig zur Flugrichtung. Mit anderen Worten: Der Propeller ist im wesentlichen nichts anderes als eine kleine Tragfläche, die zur Erzeugung großer in die Flugrichtung weisender Kräfte mit großer Geschwindigkeit senkrecht zu dieser bewegt wird. Die Drehachse liegt also in der Flugrichtung. Dieser Vorstellung entspricht die Bezeichnung »Propeller«; das lateinische »propellere« wird übersetzt mit »vortreiben«. Wird mehr die Bewegungsart als das Kräftespiel betrachtet, so tritt für Propeller die Bezeichnung Schraube in den Vordergrund. Die Steigung einer Schraube ist der Weg, um den sie bei einer Umdrehung vordringt. Bei gleicher Steigung verläuft das Gewinde demnach um so steiler, je kleiner der Durchmesser der Schraube. Daraus erklärt sich die eigentümliche Verwindung des Schraubenblattes. Während die außen liegenden Teile des Blattes fast senkrecht zur Propellerachse liegen, sind die inneren gegen diese stark geneigt. Indessen hat die Größe der Steigerung nur eine ganz untergeordnete Bedeutung. Man kann freilich schließen, daß man bei Verwendung derselben Schraubenart die Drehzahl durch Benutzung höherer Steigung herabdrücken kann und umgekehrt; aber bei dem Übergang von einer Schraubenart zur andern kann man mit solcher Maßnahme völlig fehlgreifen. Die Angabe der Steigung einer Schraube besagt nichts darüber, ob sie im gegebenen Fall geeignet ist. Auch die Messung der Zugkraft eines Propellers im Stand ergibt nicht ein Urteil über seine Güte. Niemand anders als der Erbauer des Flugzeugs kann entscheiden, welche Schraube dafür zu wählen ist, um Geschwindigkeit und Steigfähigkeit auf das höchste Maß zu bringen. Das Nachlassen der Flugleistung ist in den seltensten Fällen dem Propeller, fast immer jedoch dem Motor zuzuschreiben. Das Altern des Propellers durch die hohe Beanspruchung des Materials äußert sich durch Erhöhung, das Altern des Motors durch Nachlassen der Umlaufzahl. Der Gütegrad eines geprüften, vom Erbauer gewählten, wohlgepflegten (Schutz vor Nässe und Sonne; Abreiben mit Öl; Nachpolieren) Propellers ändert sich auch bei langem Betrieb nicht wesentlich. Freilich macht sich Feuchtigkeit bei vernachlässigten Schrauben in einer Abnahme, Sonnenbestrahlung besonders bei dunklem Holz in einer Zunahme der Drehzahl geltend. Aber so sorgsam die Einwirkungen fern zu halten sind, weil sie die Festigkeit des Propellers stark herabsetzen, so geringfügig sind zweifellos die Einflüsse auf die Leistungsfähigkeit an sich. Ist durch Nachprüfung der Motorleistung nachgewiesen, daß die Veränderung der Drehzahl dem Propeller zur Last fällt, und scheint seine demnach stattgehabte Formänderung bleibend, so nehme man eine neue Schraube derselben Art. Um die Drehzahl zu erhöhen, genügt es freilich auch, das Blatt ganz außen ein wenig zu beschneiden. Verkürzt man es um einen Zentimeter, so nimmt die Drehzahl um etwa 20 Touren zu. Die Verkürzung hat sorgfältig unter Abrundung der entstehenden Kanten, Polieren der Schnittfläche in durchaus gleicher Weise für beide Blattenden zu geschehen. Hier, d. h. in der größten Entfernung von der Achse, bewirkt jedes Gramm Gewichtsunterschied bei der hohen Umdrehungszahl eine zusätzliche Belastung der Welle und des Lagers um rd. 4 kg; und man kommt, je breiter und stärker das Blatt gerade am Ende ist, mit einem scheinbar ganz geringfügigen Unterschied der Halbmesser schon zu Belastungen, die eine Überlastung des Lagers, ja sogar Bruch zur Folge haben können. So führen ja auch die Fliehkräfte (Zentrifugalkräfte), die mit der Drehzahl außerordentlich stark zunehmen, nach Verletzung eines Blattes im Luftkampf oder beim An- und Ausrollen häufig zur völligen Zerstörung des Propellers bzw. zum Bruch der Kurbelwelle. Gleiches tritt ein durch den aufs rund tausendfache gesteigerten Widerstand des Blattendes, wenn dieses beim Rollen mit »vollen Touren« tief ins Wasser schlägt. Abgesehen vom Lauf im Stand, der durch Gegenwind beschleunigt, durch Rücken- oder Seitenwind verzögert wird, bringt auch die Witterung Schwankungen der Drehzahl für Stand und Flug mit sich.

Die Steigerung der Luftdichte mit abnehmender Temperatur erhöht die Kräfte eines gut eingestellten Motors weniger

stark als den Drehwiderstand des Propellers. Daraus folgt, daß bei Kälte der Motor weniger, bei Wärme mehr Touren macht als bei mittlerer Temperatur. Jedoch leistet trotz der entgegengesetzten Änderung der Drehzahl der Motor im Winter mehr als im Sommer: »Luft trägt besser!« Dies zeigen die Veränderungen der Steigfähigkeit am deutlichsten. Denn beim Steigen hat der Motor zweierlei Arbeit zu leisten: das Flugzeug zu heben und seinen Luftwiderstand zu überwinden. Dieser sinkt mit der Verminderung der Geschwindigkeit, die man durch »Ziehen« (Anziehen des Höhensteuers zwecks Vergrößerung des Anstellwinkels) herbeiführt, bis zu einem bestimmten kleinsten Wert. Wird das Flugzeug »überzogen«, d. h. sinkt die Geschwindigkeit unter einen bestimmten Betrag, so steigt der Widerstand wieder. Durch richtigen Höhensteuergebrauch gelingt es, den Tragflächen die Stellung geringsten Widerstandes zu geben. Dadurch wird ein Teil der Motorleistung zum Heben des Flugzeuggewichts frei: Es steigt. Aber da dieser Teil gewöhnlich recht klein ist, so äußern sich kleine Schwankungen der Gesamtleistung gerade recht deutlich im Steigvermögen, und das um so mehr, je kleiner dies überhaupt ist. Die bisweilen plötzlich einsetzende, immer jedoch mit der Betriebsstundenzahl sich steigernde Abnahme der Steigfähigkeit findet allein ihren Grund in dem Altern des Motors. Die Auslaßventile halten, auch wenn zu ihrer Anfertigung bestes Material verwendet wird, den hohen Temperaturen, mit denen die Abgase die Zylinder verlassen, auf die Dauer nicht stand. Sie schließen nicht mehr dicht. Der Druck der arbeitenden Gase sinkt und damit die Leistung. Oft führt auch die Verwendung schlechten Öls oder zu reichliche Benzinzufuhr zur Verrußung der Ventilsitze und damit schlimmstenfalls schon nach wenigen Betriebsstunden zum Nachlassen des Motors. Hierin allein liegt der Grund, wenn ein Flugzeug nicht mehr »gut steigt«, nicht in der Verspannung seiner Flächen. Man kann ein Flugzeug nicht »auf Steigen verspannen«; man kann es nur »richtig« verspannen, d. h. die Holme für sich und gegeneinander ausrichten; aber das hat geradezu nichts mit der Steigfähigkeit zu tun. Dies beweist schon deren unvermeidliche, gesetzmäßige Abnahme mit der Höhe. Wie schon oben erwähnt wurde, nehmen die Drehkräfte des Motors mit der Luftdichte ab; und wenn sie auch bei einem gut eingestellten Motor weniger stark abnehmen als der Drehwiderstand des Propellers, letzten Endes bedingt ihre Abnahme die Minderung der Steigfähigkeit mit der Höhe, die so gesetzmäßig erfolgt, daß man daraus die größte mit dem Flugzeug überhaupt erreichbare Höhe bestimmen kann. Die Abnahme der Motorleistung hat verschiedene Gründe. Zunächst ist die Saugwirkung der dünnen Luft an der Düse schwächer, so daß weniger Benzin mitgerissen wird. Und dann nimmt auch die zur Verbrennung des Benzins erforderliche Sauerstoffmenge ab, wenn die Dichte der angesaugten (räumlich und zeitlich durch Zylinderraum und Drehzahl bestimmten) Luftmenge geringer wird. So entfernt sich die Explosion im Zylinder immer weiter von ihrem vollkommensten Verlauf. Nicht allein, daß weniger Benzin angesaugt wird, daß ein Teil dieses Benzins wegen Sauerstoffmangel unverbrannt den Motor wieder verläßt, die Anwesenheit dieses überschüssigen Benzins stört obendrein noch den Verbrennungsvorgang. Der zum Heben des Flugzeuggewichts verfügbare Leistungsüberschuß des Motors nimmt also mit der Höhe immer mehr ab, bis in der größten Höhe von der Motorleistung eben nur noch soviel übrig ist, um den Luftwiderstand des Flugzeugs zu überwinden. Die Geschwindigkeit wächst daher beim Steigen allmählich bis zu dem Wert, den der wagerechte Flug in der größten Höhe erfordert. Dieser Wert ist meist nur wenig verschieden von demjenigen, der bei wagerechtem Flug mit »Vollgas« in geringer Höhe (Bodennähe) erreicht wird.

Die Unterschiede der Geschwindigkeit sind also gering und die Beeinflussung der Geschwindigkeitsmesser (durch den Ort der Anbringung und die durch die Steuerstellung geänderte Lage des Flugzeugs) ist vorläufig zu unberechenbar, um sich beim Höhensteuern auf diese verlassen zu können. Ebenso geringfügig und allgemein unbestimmbar ist die Steigerung der Drehzahl mit der Höhe, wie sie bei gut eingestellten Motoren eintreten soll. Auch die in der Luftschiffahrt üblichen »Steiggeschwindigkeitsmesser« (Statoskope) sind ungeeignet, ihre Angaben werden völlig entstellt durch den wechselnden Unterdruck im Flugzeugrumpf, den die an den Rumpföffnungen vorbeistreichende Luft erzeugt. Es bedarf besonderer, sehr langwieriger Untersuchungen, um Stellen am Flugzeug zu bestimmen, wo sich der Druck der Luftbewegung mit Steuerstellung und Geschwindigkeit nicht ändert und vorläufig ist noch nicht einmal ihre Existenz bewiesen. Solche Stellen sind für fehlerfreien Anschluß der Statoskope indessen erforderlich. Die in verschiedenen Ausführungsformen in den Handel gebrachten »Längsneigungsmesser« sind für die Führung unbrauchbar, da sie erste bei groben Fehlern ansprechen und außerdem seitlich der gewöhnlichen Blickrichtung des Führers angebracht werden müssen. Alle diese Meßinstrumente sind also für den Gebrauch des Höhensteuers unmaßgeblich.

Richtig allein ist es, die Steuerstange, sei es ein Knüppel- oder Radsteuer, in derjenigen Stellung bis zur größten Höhe festzuhalten, bei der man vom Boden aus am besten steigt, die man also durch Platzflüge feststellen kann. Man klemmt oder verspannt das Steuer in der betreffenden Stellung fest, ohne dadurch die Verwindungsbetätigung zu beeinträchtigen; ja noch besser, man stellt die feste Fläche der Flosse so ein, daß das Flugzeug bei unbelastetem Ruder, also losgelassenem Steuer von selbst die bezeichnete Lage einnimmt. Man kann dann bis auf die Eingriffe, die zur Aufrechterhaltung der seitlichen Lage und zur Kursänderung erforderlich sind, das Flugzeug bis zum Augenblick des Abfangens sich selbst überlassen: Es hebt sich von selbst ab; es steigt mit der ihm erreichbaren größten Geschwindigkeit, also in der denkbar kürzesten Zeit bis zu der ihm erreichbaren größten Höhe; geht, wenn »Gas weggenommen« wird, von selbst in denjenigen Gleitflug über, bei dem es aus gegebener Höhe die größte Entfernung zurücklegt; durch Drosseln des Motors kann man ohne Höhensteuergebrauch in jeder beliebigen Höhe wagerecht fliegen; durch »Gas geben« am Ende des Gleitfluges »abfangen«. — Natürlich hat man diese Einstellung der festen Flosse mit derselben Belastung der Sitze zu prüfen (»einzufliegen«), wie sie bei großen Flügen zu erwarten ist. Lasten, die nicht in der Mitte der Tiefe der Tragflügel (Zelle) liegen, spielen dieselbe Rolle wie ein ständiger Höhensteuergebrauch, Last vor der Mitte, wie »Drücken«, Last hinter der Mitte, wie »Ziehen«, und können im Übermaß zum Sturz führen; Kopflastigkeit und zu starkes »Drücken« beim Gleitflug zum »Kopfsturz«; Schwanzlastigkeit und »Überziehen« beim »Abheben« und Steigen zum seitlichen »Abrutschen«. Im ersten Falle gelingt es infolge einer außerordentlich starken Verschiebung der Auftriebskraft nach hinten auch durch »volles Höhensteuer« nicht mehr, das Flugzeug aufzurichten. Man kann höchstens versuchen, das Seitensteuer voll auszutreten, dadurch das Flugzeug auf die Seite zu legen und aus dieser Lage mit der Verwindung herauszuholen.

Der zweite Fall findet seinen Grund darin, daß die schon oben erwähnte Unbeständigkeit der seitlichen Lage beim »Ziehen« langsam, beim »Überziehen« jedoch plötzlich sehr stark wächst. Während nach einer ganz geringfügigen Störung der »Schräglage«, wenn der Führer nicht eingreift, sich das Flugzeug etwa im Verlauf einer Minute vollständig auf die Seite legt, geschieht dies beim »Überziehen« im Bruchteil einer Sekunde. Man kann diese Unbeständigkeit der seitlichen Lage vermeiden und damit dem Führer die ewige Sorge darum abnehmen, dadurch daß man von vornherein beide Flügelenden hinten nach oben verwindet (»Taube«). Aber diese Maßnahme führt zu einem so starken Verlust an Auftrieb, daß man trotz der Vorteile für die Führung (»Flugzeug liegt wie ein Brett in der Luft«), wie vorauszusehen war, wieder davon abgekommen ist. Auch V-Form der Tragflächen dient der Stetigung der Schräglage, insbesondere wenn man die Hinterholme außen höher nimmt als die Vorderholme. Immer jedoch liege bei Flugzeugen mit nur einem rechtsdrehenden Propeller (gesehen in der Flugrichtung) der rechte Hinterholm ein wenig höher als der linke. Dadurch wird links der Auftrieb stärker als rechts und damit die Wirkung der Luft auf den Propeller ausgeglichen. Denn diese äußert sich entsprechend der Rechtsdrehung des Propellers ebenso, als ob bei wagerechter Lage desselben gegen das rechte Blatt ein sehr kräftiger Luftstrom von unten gegen das linke von oben bließe. Solange der Motor mit vollen Touren läuft, zeigt das Flugzeug also das Bestreben, sich nach links zu neigen und wird nicht von vornherein durch die Verspannung, wie eben gezeigt, dem entgegengewirkt, so muß man während des ganzen Fluges

ein wenig nach rechts verwinden. Zudem verdreht der Propeller den Luftstrahl, den er nach hinten wirft, ein wenig im Sinne seiner Umdrehung, und so wirkt dieser auf die Kielflosse, die ja immer oberhalb des Rumpfes liegt, wie Wind von links. Ist also der Propellerwiderstand geneigt, das Flugzeug nach links in die Kurve zu legen, so versucht obendrein die Kielflosse, es nach links zu drehen, und es bedarf eines nicht unbedeutenden Seitensteuerausschlages, diese Nebenwirkungen aufzuheben. Um nun nicht während des ganzen Fluges das Seitensteuer rechts austreten zu müssen, ist es vorteilhaft, die Kabellängen desselben in der Weise zu verstellen, daß bei gerader Lage des Fußhebels das Steuer einen Ausschlag nach rechts zeigt. Dann sind nur während des verhältnismäßig kurzen Gleitfluges die Beine verschieden stark gebeugt. Die Lage des Sitzes gegenüber dem Fußhebel ist danach zu bestimmen, daß volles Durchdrücken des Beines zum vollen Hebelausschlag führt.

In diesem Zusammenhang ist noch auf die dritte Art der Störungen hinzuweisen, die bei einmotorigen Flugzeugen gesetzmäßig auftreten. Es ist die Kreiselwirkung der rotierenden Massen. Sie versucht beim Start in dem Augenblick, wo der Schwanz hochkommt, das Flugzeug nach links zu drehen. Ferner macht sie sich besonders bei leichten Flugzeugen mit starken Rotationsmotoren dadurch geltend, daß man in der Linkskurve »drücken«, in der Rechtskurve »ziehen« muß.

»Ziehen« in der Kurve ist freilich im allgemeinen verpönt; da die Schräglage eines gewöhnlichen Flugzeugs Neigung hat, sich zu vergrößern und diese Neigung durch »Ziehen« gefördert wird, ist »Höhensteuer« bei einer an sich schon beträchtlichen Schräglage natürlich mit einer gewissen Gefahr verbunden. Aber gerade wie man mit dem Fahrrad langsam fahren muß, um eine enge Kurve zu nehmen, muß man auch die Fahrt des Flugzeugs ermäßigen, um bei nicht allzu beträchtlicher Schräglage kurze Wendungen zu vollführen. Die Zeit für die Richtungsänderung nimmt zu und in noch höherem Maße die Länge der Bahn, die man zurücklegen muß, um eine (halbe bzw. volle) Wendung zu machen. Denn die Kräfte, die nötig sind, die ganze schwere Masse des Flugzeugs aus der Richtung ihrer Bewegung abzulenken, sind um so beträchtlicher, je schneller die Masse bewegt ist. In sehr enger Kurve, also starker Schräglage »wirkt zudem das Höhensteuer als Seitensteuer«, denn um so mehr hat sich die Höhensteuerflosse mit Ruder in die Krümmung der Bahn selbst einzuschmiegen. Um überhaupt in Kurve zu kommen, das heißt die Flugrichtung zu ändern, muß man die Tragflächen nach der Seite neigen, nach der man wenden will. Dann wirken die Luftkräfte, die immer senkrecht zu den Flächen stehen, nicht allein nach oben und hinten, sondern auch nach der Seite. Statt Seitensteuer zu treten, kann man demnach ebensogut durch Verwindung dem Flugzeug unmittelbar die Schräglage geben, wie sie der erwünschten Schnelligkeit der Wendung entspricht. Ist diese Schräglage zu stark, so »rutscht« es; ist sie zu schwach, so »schiebt« es; genau so wie ein Radfahrer nach innen bzw. nach außen fällt, wenn er sich zu stark bzw. zu schwach in die Kurve legt. Zur Anzeige von derlei Gefahr dient der Seitenneigungsmesser, der ebenso wie Drehzähler, Höhenmesser und Kompaß zur notwendigen Ausrüstung jedes Flugzeuges zu rechnen ist. Sobald er irgendeinen Ausschlag zeigt, sind die Luftkräfte nicht im Gleichgewicht mit Schwere und Fliehkraft (Zentrifugalkraft) und drohen das Flugzeug über das innere und äußere Flügelende abzustürzen. Man macht sich die Erscheinung des »Schiebens« bei Landungen mit Seitenwind durch entgegengesetzt gerichtete Ausschläge von Seitensteuer und Verwindung zunutze, um beim Aufsetzen die Laufräder nicht seitlich zu beanspruchen. Schieben bzw. Rutschen tritt unvermeidlich und im höchsten Grade verhängnisvoll auf, wenn ein Flugzeug unrichtig verspannt ist. Dann ist sowohl Widerstand wie Auftrieb auf einer Seite stärker, der Widerstand dreht das Flugzeug in die Kurve, aber der auf der Innenseite größere Auftrieb gestattet ihm nicht, sich richtig in die Kurve zu legen; folglich »schiebt« es; in die Kurve nach der anderen Seite geht es jedoch wider Erwarten schnell und »rutscht« dann ab. Die Wechselwirkung zwischen Schräglage und Kursänderung beruht darauf, daß, sobald dem Flugzeug durch das Seitensteuer eine Richtungsänderung aufgezwungen wird, die innere Flügelhälfte geringere Geschwindigkeit gegenüber der Luft hat als die äußere, genau ebenso wie in der Wegkrümmung die inneren Räder eines Wagens langsamer laufen als die äußeren. Bei Veränderung der Geschwindigkeit ändert sich der Auftrieb in gleichem Sinne, nimmt also bei der inneren Flügelhälfte ab, bei der äußeren zu. Dadurch legt sich das Flugzeug schräg.

Die nahezu vollkommene Gleichheit der Wirkung von Seitensteuer und Verwindung bedeutet ebensosehr eine Erhöhung des Sicherheitsgrads für die Führung wie die oben erörterte Beziehung zwischen Höhensteuer und Gasdrossel.

Pendelrahmen zur Prüfung von Flugmotoren.

Von Dr.-Ing. **Otto Theodor Steinitz.**

Einleitung.

Zur Prüfung der Leistung von Kraftmaschinen mißt man in der Regel die Tourenzahl und das erzeugte Drehmoment und berechnet den Effekt in PS nach der Formel $N = \frac{M_d \cdot n}{716{,}2}$. Bei elektrischer Bremsung oder Verwendung summierender Dynamometer kann man allerdings sofort die Leistung ablesen, doch liegt auch bei den letzteren der Anzeige meist die getrennte Messung von Tourenzahl und Drehmoment zugrunde. Man wird auch gewöhnlich ein Interesse daran haben, diese beiden Faktoren des Effekts getrennt zu erhalten, da man so einen tieferen Einblick in die Entstehung der Arbeit erhält.

Wenn das die Belastung bildende Drehmoment eine bestimmte Funktion der Tourenzahl ist, wie dies bei der Belastung durch Windflügel oder Luftschrauben der Fall, so kann die Leistung auch durch Messung der Tourenzahl allein bestimmt werden. Das zu jeder Tourenzahl gehörende Drehmoment ist dann durch einen besonderen Eichversuch zu ermitteln, bei welchem der Belastungswiderstand von einem Motor, dessen Leistung bekannt oder einfach zu bestimmen ist, also in der Regel durch einen Elektromotor, angetrieben wird. Bei dem ersten Wettbewerb um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor ist die Bestimmung der Leistung auf diesem Wege der Preisverteilung zugrunde gelegt worden.

Gegen dieses Verfahren bestehen jedoch schwerwiegende Bedenken. Im allgemeinen wird der Belastungswiderstand sich beim Antrieb durch verschiedene Motoren nicht völlig gleich verhalten, und auch die Veränderung von Nebenumständen, wie Temperatur, Barometerstand od. dgl. machen die Übertragung der Eichresultate schwierig. Der sofortigen Messung des Drehmoments beim Hauptversuche ist daher unbedingt der Vorzug zu geben.

Zur Bestimmung von Drehmomenten dienen »Dynamometer« in verschiedenster Ausführung, und zwar pflegt man Bremsdynamometer und Transmissionsdynamometer zu unterscheiden. Der prinzipielle Unterschied beider Gattungen liegt in der Aufnahme der erzeugten Arbeit. Bei den Bremsdynamometern wird sie vernichtet, d. h. in Reibungs- oder elektrische Energie verwandelt, welche nun ihrerseits gemessen wird, Bei Transmissionsdynamometern wird sie unter Zwischenschaltung des Meßapparats fortgeleitet. Diese zweite Art ist gewiß oft vorteilhaft, weil sie gestattet, die Arbeit in der Weise zu verwenden, wie es dem praktischen Betriebe entspricht. Für Flugmotoren kommt sie jedoch kaum in Betracht, weil bei diesen die Arbeit unmittelbar von dem kurzen Endstumpf der Kurbelwelle an den Propeller übertragen wird, so daß die Zwischenschaltung eines Dynamometers nicht möglich erscheint. Daher prüfen auch die meisten Firmen ihre Flugmotoren mit Bremsdynamometern, und zwar sind sowoh Bremszäume als auch Wasser-, Luft- und elektrische Bremsen im Gebrauch.

Daneben tritt neuerdings eine dritte Art der Dynamometer auf, die in der zusammenstellenden Literatur mitunter noch nicht mit aufgezählt wird. Es sind dies die »Pendelrahmen«, die nach folgendem Prinzip arbeiten: Der Motor ruht nicht auf einem festen Fundament, sondern auf einem Rahmen, der unter dem Einfluß der Rückwirkung des vom Motor abgegebenen Drehmomentes um eine horizontale Achse schwingen kann. Die Drehkraft wird von einer geeigneten

Kraftmeßvorrichtung aufgenommen. Ein solcher »Pendelrahmen« bildet eine Art Wage, welche aber nicht wie eine gewöhnliche Wage Kräfte, sondern Kräftepaare zu messen hat. Die Bezeichnung »Pendelwage«, die mitunter gebraucht wird, ist mißverständlich. Das kaiserl. Patentamt versteht z. B. unter »Pendelwagen« Gewichtswagen nach dem Prinzip der Briefwage. Auch der Name »Dynamometrische Wagen« ist schon vergeben, nämlich an die mit Zugmeßvorrichtung ausgestatteten Eisenbahnwagen. Daher erscheint die Einführung des Namens »Pendelrahmen« für diese Art von Drehmomentsmessern gerechtfertigt.

Ein Pendelrahmen ist also eine Vorrichtung zum Messen des Drehmomentes von Motoren, dadurch gekennzeichnet, daß der den Motor tragende Rahmen unter dem Einfluß des auf den Motor rückwirkenden Drehmomentes schwingen (»pendeln«) kann.

Als der Verfasser im Juli 1912 zur konstruktiven Ausbildung dieses Prinzips für die Zwecke des Wettbewerbes um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor herangezogen wurde, waren die dafür vorhandenen Unterlagen recht dürftig. Ausführungen, welche auch nur den bescheidensten Ansprüchen wissenschaftlicher Methoden genügen konnten, waren noch nicht veröffentlicht worden. Das wenige Material, das die in- und ausländische Literatur über den Gegenstand enthielt, konnte in der kurzen verfügbaren Zeit auch nicht aus allen Winkeln zusammengesucht werden. Galt es doch, die gesamte Prüfanlage bis Anfang Oktober nicht nur zu konstruieren, sondern auch auszuführen und betriebsfertig zu machen. Seitdem sind eine Reihe wertvoller Neuerungen von verschiedener Seite teils ausgeführt, teils angeregt worden. Auch sind praktische Erfahrungen gewonnen worden, die in Zukunft berücksichtigt werden müssen. Der Verfasser macht in der vorliegenden Arbeit den Versuch, das nunmehr vorhandene Material zusammenzufassen und die auftretenden Schwierigkeiten darzulegen, so daß für die künftige Entwicklung der Pendelrahmen eine Grundlage geschaffen wird, von der aus mit größerer Sicherheit konstruiert werden kann

Der Stoff ist dabei in der Weise angeordnet, daß im ersten Teile die Konstruktionsbedingungen begründet werden. Bei dieser Gelegenheit gelangen vielfach Betriebsbedingungen zur Erörterung, die natürlich auf die Konstruktion von Einfluß sind. Es erübrigt sich demnach, dieselben in einem besonderen Abschnitte zu behandeln. Die bei der Pendelrahmenmessung gleichzeitig zu verwendenden Meßinstrumente wurden nicht mehr in die Untersuchung einbezogen, soweit sie keinen Einfluß auf den Bau des Rahmens haben. In der Beurteilung der einzelnen Punkte hat sich der Verfasser nicht nur von theoretischen Erwägungen, sondern größtenteils von den Erfahrungen leiten lassen, die ihm eine Anzahl Prüfstandsingenieure der führenden deutschen Flugmotorenfabriken mitteilten, und die er selbst gelegentlich des Wettbewerbes um den Kaiserpreis gemacht hat. Dieser letztere bildete demnach eine wesentliche Grundlage der Arbeit.

An der Hand der so gewonnenen Konstruktionsbedingungen werden im zweiten Teile die vorhandenen Ausführungsformen auf ihre Brauchbarkeit hin geprüft.

Schließlich werden einige Konstruktionsvorschläge gemacht, welche die noch verbleibenden Schwierigkeiten beheben sollen.

Bei der Drucklegung wurden inzwischen eingetretene Fortschritte, z. B. hinsichtlich der praktisch vorkommenden Motorgrößen durch kleine Textänderungen berücksichtigt.

I. Konstruktionsbedingungen.

A. Nachahmung des praktischen Betriebszustandes.

Eine Maschine, die ihre Arbeit unter so eigenartigen Betriebsverhältnissen verrichtet wie der Flugmotor, muß selbstverständlich so geprüft werden, daß alle diejenigen Umstände, welche einen Einfluß auf das Verhalten des Motors ausüben können, den Verhältnissen des praktischen Betriebes möglichst genau entsprechen. Andernfalls würde gegen die Prüfung mit Recht der Einwand erhoben werden, daß dieselbe keinen Aufschluß über die Fähigkeit des Motors, seine wahre Aufgabe zu erfüllen, gebe, also ihren Zweck verfehle.

Natürlich bezieht sich die Forderung auf diejenigen Umstände, welche einen wesentlichen Einfluß auf den Motor haben können. Bei dem Stadium, in welchem sich in der Gegenwart die Theorie der Flugtechnik noch befindet, ist es jedoch häufig nicht unbestritten, ob ein bestimmter Umstand einen wesentlichen Einfluß auf den Motor hat. In solchen Fällen wird man den Grundsatz festhalten müssen, daß auch diese Umstände möglichst nachzuahmen sind. Sollten freilich die sich hieraus ergebenden Bedingungen oder die weiter unten erörterten nicht alle gleichzeitig vollständig erfüllbar sein, wie man ohne weiteres erwarten muß, so wird man zu dem Kompromiß gedrängt, wenigstens eine möglichst große Anzahl der zu stellenden Anforderungen in möglichst vollkommener Weise zu erfüllen.

Eine ausführliche Zusammenstellung der eigentümlichen Betriebsumstände, welche ein Versuchsstand für Flugmotoren nachzuahmen hat, ist bisher von keiner Seite gegeben worden. Einige Andeutungen befinden sich in meinem kleinen Aufsatz »Die Prüfung der Flugmotoren«. Im folgenden sollen diese Bedingungen systematisch soweit erörtert werden, als sie die Konstruktion des Pendelrahmens beeinflussen.

1. Der ortsfeste Stand.

Von obigem Gesichtspunkte aus könnte man die radikale Forderung erheben, die Prüfung nur im Fluge vorzunehmen. Im Gegensatz zu den ortsfesten Maschinen ist es jedoch für Fahrzeugmotoren schwierig, die notwendigen Messungen während des ordnungsgemäßen Betriebszustandes, d. h. während der Fahrt, vorzunehmen, einerseits, weil das Fahrzeug nicht so leicht mit den erforderlichen Meßgeräten ausgestattet werden kann, anderseits weil während der Fahrt nicht alle zufälligen äußeren Einflüsse ausgeschaltet oder nach dem Wunsch des Experimentators abgeändert werden können. Immerhin erscheint diese Art der Prüfung für Automobil- und Bootsmotoren nicht ganz ausgeschlossen. Beim Flugmotor liegen jedoch die Verhältnisse bedeutend ungünstiger, so daß diejenigen, welche nur den Betrieb im wirklichen Fluge als zulässigen Prüfungsbetrieb anerkennen wollen, wenigstens mit den heute verfügbaren Mitteln auf eine recht rohe Empirie beschränkt bleiben. Aus den Erfahrungen des praktischen Fluges geht schließlich einwandfrei nur die gesamte Flugleistung hervor. Diese ist aber außer vom Motor noch von dem Propeller, dem Flugzeug mit seinen Trag- und Steuerflächen, den Zufälligkeiten der Witterung und den persönlichen Eigenschaften des Fliegers abhängig. Selbst die Tourenmessung, die allenfalls während des Fluges exakt vorgenommen werden könnte, gibt keinen sicheren Anhalt für die Beurteilung des Motors; denn abgesehen davon, daß die Instrumente, welche heute für Flugzeuge zur Verfügung stehen, noch viel zu wünschen übrig lassen, ist die Tourenzahl von einer Anzahl aerodynamischer Einflüsse abhängig, die unmöglich gleichzeitig genau beobachtet werden können. Man sieht also, daß aus den Leistungen der Flieger kein zuverlässiger Schluß auf die von ihnen benutzten Motoren gezogen werden kann. Es hat ja auch die Erfahrung gezeigt, daß von geschickten Piloten recht ansehnliche Leistungen mit schwachen oder unvollkommenen Motoren erzielt worden sind. Trotzdem hat man bis in die jüngste Zeit keinen anderen Maßstab für die Bewertung von Flugmotoren gekannt. Je mehr sich jedoch die Flugtechnik von der rohen Empirie zur exakten Wissenschaft entwickelt, um so weniger kann man mit dieser Art der Prüfung einverstanden sein. Vielmehr müssen die Motoren so untersucht werden, daß alle Nebeneinflüsse ausgeschaltet sind, oder nach Belieben variiert werden können.

Dieser Forderung kann natürlich nur ein fester Versuchsstand entsprechen. Freilich bringt ein solcher in der Form, wie man ihn zunächst aus der Automobilmotorentechnik übernommen hat, so tiefgreifende Betriebsveränderungen gegenüber dem Fluge mit sich, daß auch diese Art der Prüfung zunächst nur einen recht problematischen Wert hat. Will man die Prüfungseinrichtungen so ausbauen, daß sie tatsächlich ein brauchbares Urteil über die Güte des Motors in bezug auf seine eigentliche Bestimmung liefern, so muß man zunächst alle diejenigen Umstände, welche sein Verhalten beeinflussen,



eingehend studieren; erst dann wird man in der Lage sein, eine Konstruktion für die Prüfung zu finden, welche der Bedingung genügt:

Der Prüfstand soll ortsfest sein und muß die Prüfung des Motors unter denselben Betriebsumständen gestatten, wie sie im freien Fluge herrschen.

2. Die Festigkeit der Aufstellung des Motors.

Der den Motor tragende Rahmen wird durch diejenigen Kräfte beansprucht, welche notwendig sind, um die Bewegungen zu verhindern, welche der Motor ausführen würde, wenn er frei im Raume schweben würde. Es sind daher zunächst die Bewegungen in diesem gedachten Zustande des freien Schwebens zu untersuchen. Diese lassen sich in zwei Gruppen zerlegen, erstens in solche, welche dauernd fortschreitende Veränderungen der Lage hervorrufen, zweitens in solche, welche spätestens nach zwei Umdrehungen der Kurbelwelle zur alten Lage zurückführen.

Zur ersten Gruppe gehört die Fallbewegung, die der Motor infolge seines Eigengewichtes einschlagen würde. Wir wollen annehmen, daß dieses Gewicht jedoch durch eine in jedem Augenblicke durch den Schwerpunkt gehende, vertikal nach oben gerichtete Gegenkraft aufgehoben sei. Ferner wird der Motor gemäß dem Gesetze der Gleichheit von Aktion und Reaktion eine Drehung entgegengesetzt der Drehung der Windflügel ausführen. Das Drehmoment, das ihn hierzu veranlassen will, ist gleich dem nutzbaren Drehmoment, welches auf die Windflügel wirkt, ev. vermehrt oder vermindert um die Stoßreaktion der Auspuffgase, je nach der Art der Anordnung der Auspufföffnungen. Diesem Drehmoment wirke ein anderes Drehmoment entgegen, das unveränderliche Größe, und zwar die Größe des Mittelwertes des wirklichen Drehmoments haben möge. Dann wird auch die rotierende Bewegung zu keiner fortschreitenden werden können.

Diese Kraft und dieses Kräftepaar bilden die hauptsächliche Beanspruchung des Rahmens. Durch ihre Anbringung wird der Motor für die Dauer in seiner Lage festgehalten. Dagegen beschreibt er noch, wie schon erwähnt, periodische Bewegungen, welche wegen ihrer schnellen Folge als Erschütterungen in Erscheinung treten. Die genaue Untersuchung dieser Bewegungen ist daher gleichbedeutend mit der Theorie der Erschütterungen eines Motors. Sie erklären sich aus folgenden Umständen:

1. Das Drehmoment schwankt um den vorhin erwähnten Mittelwert, und zwar infolge des mangelhaften Ausgleichs der Arbeitsdrücke, welcher aus dem Tangentialdruckdiagramm in der üblichen Weise festgestellt werden kann, aber außerdem auch noch infolge der Periodizität der Auspuffreaktion (vgl. S. 13 ff.). Dabei verteilen sich die Schwankungen des Drehmoments der Auspuffreaktion nicht zu gleicher Zeit gleichmäßig auf die vorderen und hinteren Zylinder, vielmehr befinden sich die einzelnen Zylinder in verschiedenen Phasen der Periode, woraus außer den Schwankungen um die Drehachse des Motors auch noch Schwankungen nach den beiden anderen Raumrichtungen resultieren.

2. Der Schwerpunkt des Motors bleibt in seiner relativen Lage zum Motorgehäuse während eines Umlaufes nicht erhalten, sondern beschreibt eine geschlossene Kurve. Unter genauer Kenntnis der Gewichte der einzelnen Triebwerks- und Steuerungsteile, welche sich gegeneinander verschieben, kann dieselbe im voraus berechnet werden. Die Kurve ist bei einem Mehrzylindermotor ziemlich kompliziert und liegt in einer Ebene, welche senkrecht auf der Drehachse des Motors steht. Bei einem einzylindrigen Motor ohne Massenausgleich würde die Bewegung des Schwerpunktes im wesentlichen aus einem Auf- und Absteigen, entsprechend der Bewegung der hin- und hergehenden Triebwerksteile, bestehen, und zwar wäre der Ausschlag gleich dem Kolbenhub vermindert im Verhältnis des Gewichts der hin- und hergehenden Massen zum Gewichte des gesamten Motors. Dieses Verhältnis zwischen Ausschlag und Kolbenhub sei als Erschütterungsquotient bezeichnet. Bei einem mehrzylindrigen Motor mit Ausgleich erster Ordnung der hin- und hergehenden Massen ist der Erschütterungsquotient nur ein Bruchteil des Verhältnisses zwischen den Gewichten des ganzen Motors und der hin- und hergehenden Massen. Bei der Berechnung können die Bewegungen der Steuerungsteile usw. gegenüber denen des Triebwerkes vernachlässigt werden. Die Periodenzahlen der Massenstöße eines in erster Ordnung ausgeglichenen 4-Zylindermotors ist gleich der doppelten Tourenzahl des Motors, wie sich aus der bekannten Formel für die Kolbenbeschleunigung

$$p = r\,\omega^2 (\cos\alpha \pm \lambda \underline{\cos 2\alpha})$$

ergibt. Dabei folgen diese Schwingungen dem Sinusgesetz, können also ebenso betrachtet werden, wie die Schwingungen eines unausgeglichenen Einzylindermotors mit unendlich langer Schubstange und doppelter Tourenzahl, aber entsprechend kleinerer Kolbenmasse.

Der freischwebende Motor ist nun bestrebt, die Lage des Schwerpunktes beizubehalten, weshalb seine festen Teile die der Schwerpunktswanderung entgegengesetzte Bewegung ausführen. Diese Bewegung ist jedoch auch nicht immer eine reine Parallelverschiebung des Motors, sondern kann von einem Neigen begleitet sein, wenn die Massenverschiebungen nicht symmetrisch zur Mittelebene des Motors verlaufen, wie dies allerdings bei normaler Bauart der Fall ist.

Die periodischen Bewegungen infolge mangelhaften Massenausgleiches erstrecken sich also im allgemeinsten Falle auf Parallelverschiebungen vertikal und horizontal senkrecht zur Drehachse und auf drehende Schwankungen nach den beiden Richtungen durch die Drehachse. Bei Antrieb durch Luftschrauben tritt dazu infolge der Schwankungen der Zugkraft auch noch die Schwingungsmöglichkeit in der Richtung der Drehachse.

3. Infolge des gesamten Kräftespieles im Motor wechseln während der vier Arbeitstakte dauernd die Beanspruchungen der verschiedenen Teile der Maschine und infolgedessen auch die durch diese Beanspruchungen hervorgerufenen Formänderungen. Es findet gewissermaßen ein dauerndes Hin- und Herarbeiten des gesamten Motormaterials statt, das sich auch auf die Teile des Motors erstreckt, welche dazu bestimmt sind, mit dem Rahmen verbunden zu werden, nämlich das Gehäuse mit den Tragfüßen. Die Formänderungen infolge von Temperaturschwankungen wirken ähnlich. Nur ist bei ihnen nicht dieselbe vollkommene Periodizität vorhanden.

Ähnliche Verhältnisse finden sich allerdings bei jeder gesteuerten Maschine. Beim Flugmotor verdienen sie jedoch höhere Beachtung, weil wegen der außerordentlichen Sparsamkeit in der Verwendung des Baumaterials die Formänderungen verhältnismäßig große Beträge erreichen. Brüche des Gehäuses spielen ja auch unter den Betriebsunfällen dieser Motorenart eine erhebliche Rolle.

Die genaue Bestimmung dieser Bewegungen könnte durch Berechnung und durch experimentelle Beobachtung für eine bestimmte Motortype erfolgen. Die exakte Durchführung dieser Arbeit würde sowohl dem Motor- als auch dem Flugzeugkonstrukteur wichtige Fingerzeige liefern, aber freilich bei den heute vorhandenen Versuchseinrichtungen erhebliche Schwierigkeiten bieten, und es scheint daher richtiger, zunächst diese Prüfungseinrichtungen weiter zu vervollkommnen. Für diesen Zweck genügt es aber, die ungefähre Größenordnung der in Betracht kommenden Bewegungen und Kräfte abzuschätzen.

Bei der Beurteilung der Beträge, um die das Drehmoment um seinen Mittelwert schwankt, ist zu berücksichtigen, daß der Ungleichförmigkeitsgrad des Motors in ausgleichendem Sinne auf das Drehmoment wirkt, indem z. B. bei erhöhtem Drehmoment ein Teil der Kraft durch erhöhte Kolbenbeschleunigung absorbiert wird. Wie praktische Messungen zeigen, schwankt das Drehmoment von Flugmotoren nur um einen verhältnismäßig geringen Prozentsatz des mittleren Drehmoments. Es liefert daher keine Beanspruchung, welche die Beanspruchung durch das mittlere Drehmoment wesentlich verändert. Auch die durch die unter 3 aufgeführten Umstände hervorgerufenen Erschütterungen halten sich in verhältnismäßig engen Grenzen, so daß zu erwarten steht, daß die Erschütterungen durch die hin- und hergehenden Massen überwiegen. Dieses wird durch die Erfahrung am Prüfstande und im Flugzeuge bestätigt und geht überdies einwandfrei aus den sehr exakten Messungen des Advisory Committee for Aeronautics bei Gelegenheit des englischen Motorenwett-

bewerbes im Jahre 1911 hervor (vgl. Report on the tests of petrol motors usw.).

Es erscheint daher angebracht, für die angenäherte Berechnung der Erschütterungen zunächst nur mit denen der Klasse 2 zu rechnen und die anderen Umstände nur durch eine geeignete Variation des Erschütterungsquotienten q zu berücksichtigen. Dieser letztere gibt also das Verhältnis der größten Eigenbewegung des freischwebenden Motors zum Kolbenhub an, welches wegen der verschiedenen zusätzlichen Einflüsse nicht genau gleich dem auf die obenerwähnte Art berechneten Werte ist.

Sowohl die zitierten englischen Messungen als auch die Nachrechnung moderner deutscher Motorbauarten ergeben für q Werte in der Größenordnung 1 : 100. Dieser Wert soll den folgenden Überschlagsrechnungen zugrunde gelegt werden.

Gehen wir dazu über, das Verhalten des Motors zu betrachten, wenn derselbe in einem ortsfesten, vollkommen starren Rahmen eingebaut ist. Der Rahmen muß zunächst das Gewicht und das mittlere Drehmoment des Motors aufnehmen. Da das Drehmoment auf der einen Seite im entgegengesetzten, auf der anderen jedoch im gleichen Sinne wirkt wie das Gewicht, so sind die beiden Seiten des Rahmens wesentlich ungleich beansprucht. Dieser Umstand ist bei der Berechnung zu beachten, besonders wenn es sich nicht um einen vollkommen starren, sondern, wie bei den wirklichen Pendelrahmen, um einen elastischen Aufbau handelt.

Abgesehen von diesen Kräften, deren vollkommene Aufnahme durch den Rahmen unbedingt erforderlich ist, und auch den Verhältnissen des wirklichen Fluges entspricht, würde jedoch eine solche vollkommen starre Konstruktion auch alle bei dem freischwebenden Motor festgestellten Erschütterungskräfte auffangen. Diese Kräfte, welche bestrebt sind, periodische Bewegungen hervorzurufen, müßten also durch Gegenkräfte, die aus der Festigkeit des Rahmens resultieren, aufgehoben werden; der Rahmen seinerseits würde diese Kräfte an sein Fundament weiterleiten.

Die Größenordnung dieser Kräfte zeigt das folgende Rechnungsbeispiel, dessen Annahmen etwa einem 100 PS-Argus-, N.A.G.- oder Mercedesmotor entsprechen.

Ein Vierzylinder-Flugmotor vom Gewichte $Q = 200$ kg habe bezüglich der auf- und absteigenden Erschütterungen den Erschütterungsquotienten $q = 1 : 100$. Die seitlichen und drehenden Erschütterungen, welche erheblich kleiner sind, bleiben der Einfachheit halber unberücksichtigt. Ferner wurden bei dieser rohen Überschlagsrechnung die endliche Schubstangenlänge und die Desachsierung, die für jede Motorbauart eine andere ist, nicht berücksichtigt. Die nachfolgende Rechnung gilt also für den vollkommen starren Holm unter den genannten Vernachlässigungen. Es wird die größte Kolbenbeschleunigung $r\omega^2$. Während nun der Weg des Motors $q = 1/_{100}$ des Kolbenweges ausmacht, beträgt seine Beschleunigung wegen der doppelten Periodenzahl der Schwingungen $4q = 1/_{25}$ der Kolbenbeschleunigung, also maximal $b = 4\,q r \omega^2$. Die Kraft, die notwendig ist, um diese Beschleunigung zu erzwingen, ist

$$P_e = M \cdot 4\,q r \omega^2,$$

worin $M = \frac{Q}{g}$ die Masse des Motors bedeutet.

Es sei $n = 1400$, also $\omega = 146{,}5$

$$r = \frac{s}{2} = 75 \text{ mm},$$

dann wird $r\omega^2 = 1610 \text{ m/sec}^2 = 165\,g$ und

$$P_e = \frac{200}{g} \cdot \frac{1}{25} \cdot 165\,g = 1320 \text{ kg}.$$

Das Drehmoment des Motors betrage 50 mkg, der Abstand der beiden Tragholme 500 mm. Dann drückt das Drehmoment auf den einen Holm mit $P_d = 100$ kg, während es den anderen mit der gleichen Kraft entlastet. Auf die beiden Holme wirken also ohne Berücksichtigung von P_e die ruhenden Kräfte

$$P_1 = \frac{Q}{2} + P_d = 200 \text{ kg}$$

und

$$P_2 = \frac{Q}{2} + P_d = 0 \text{ kg}.$$

Infolge der Erschütterungen schwankt aber P_1 zwischen den Werten -460 und $+860$ kg und P_2 zwischen den Werten -660 und $+660$ kg, wenn die Holme vollkommen starr gelagert sind.

Diese Beanspruchung ist natürlich weitaus ungünstiger als diejenige, welche man erhalten würde, wenn die Erschütterungen nicht starr aufgenommen würden. Es ist nicht zum verwundern, wenn daher auf einem absolut starren Rahmen sonst gut brauchbare Motoren rasch zerstört wurden (vgl. S. 25). Merkwürdigerweise hat man mehrfach versucht, solche Übelstände durch Verstärkung der Rahmen statt durch deren Schwächung abzustellen.

Außer durch die völlige Verhinderung der Massenbewegung übt die starre Lagerung noch einen zweiten Einfluß auf die Beanspruchungen des Motors aus, und zwar deshalb, weil die Lagerung nicht nur an einem Punkte sondern an mehreren stattfindet. Die gegenseitige Lage dieser Befestigungsstellen ist dann durch den starren Rahmen absolut fixiert; das Motorgehäuse wird also von Kräften, welche eine Formänderung in dem Sinne bewirken würden, daß eine Lageänderung der Befestigungsstellen einträte, völlig entlastet. Anderseits können auch, z. B. infolge von Erwärmungen, Veränderungen der Lage erforderlich werden, und dann ruft die Starrheit des Rahmens wieder ungünstige Beanspruchungen hervor. Von vornherein ist daher nicht zu übersehen, ob die starre Verbindung einzelner Punkte des Motors durch den Rahmen für den Motor von Vorteil oder Nachteil ist. Jedenfalls bringt sie eine erhebliche Unklarheit in die Prüfung hinein.

Es ist ersichtlich, daß die wahren Verhältnisse des Flugmotorenbetriebes zwischen den beiden geschilderten Grenzzuständen der völlig freien Beweglichkeit und der völlig starren Rahmenlagerung liegen.

Die freie Beweglichkeit wäre nur vorhanden, wenn das mit dem Motor verbundene Flugzeug jede Bewegung des Motors sofort ausführen könnte. Das ist nicht der Fall, weil die Massen des Flugzeuges erst beschleunigt werden müssen und auch einen Widerstand in der Luft finden. Anderseits kann aber auch von einer starren Lagerung keineswegs die Rede sein, denn die eben genannten Widerstandskräfte treten erst dann auf, wenn schon eine gewisse Bewegung stattfindet. Auch finden schon beim Auftreten geringer Kräfte sofort größere elastische Durchbiegungen der Konstruktionsteile des Flugzeuges statt, welche dem Motor eine gewisse Bewegungsfreiheit geben. Es fragt sich also nur noch, welchem der beiden Grenzzustände sich der Flugbetrieb nähert oder wie weit er etwa von diesen abweicht.

Zur Beantwortung dieser Frage mögen hier die Gegenkräfte untersucht werden, die das Flugzeug den Erschütterungen des Motors entegenzustellen hat. Man ist zunächst versucht, anzunehmen, daß die großen Tragflächen durch die vorgelagerte Luft an der Bewegung verhindert werden und man hört oft von einer »elastischen Lagerung auf der Luft« reden. Wir wollen wieder ein überschlägiges Beispiel durchrechnen, um die Größenordnung dieses Einflusses festzustellen.

Das Flugzeug möge den oben als Beispiel angeführten Motor besitzen, mit dem Motor und Piloten $Q_f = 600$ kg wiegen und 30 qm Tragfläche haben. Dann würde das Flugzeug, wenn keinerlei Widerstand vorhanden wäre, eine hin- und hergehende Bewegung machen, deren Ausschläge $1/_{300}$ derjenigen des hin- und hergehenden Kolbens wären, da für das ganze Flugzeug wegen der größeren Masse der Erschütterungsquotient $(200/600) \cdot q = 1 : 300$ ist. Die mittlere Kolbengeschwindigkeit ist bei unserem Beispiel $\frac{2 \cdot 0{,}15 \cdot 1400}{60} = 7$ m/sec. Die mittlere Geschwindigkeit der Tragfläche wäre demnach mit Berücksichtigung der doppelten Schwingungszahl $2 \cdot \frac{7}{300} = 47$ mm/sec. (Die Komplikationen, die dadurch entstehen, daß außer der geradlinigen Bewegung auch Drehungen auftreten, mögen bei dieser überschlägigen Rechnung wieder unbeachtet bleiben.) Nach der für den vorliegenden Fall gut anwendbaren Formel von v. Lössel beträgt der Luftwiderstand einer ebenen, senkrecht gegen die Luft bewegten Fläche

$$P = 0{,}13 \cdot F \cdot v^2.$$

Für den Fall, daß die Bewegung eine gleichförmige wäre, ergäbe diese Formel einen Druck der Luft auf die Tragflächen (d. h. lediglich infolge der Vibration durch die Kolbenbewegung) von

$$P = 0{,}13 \cdot 30 \cdot 0{,}047^2 \text{ kg oder}$$
$$P = 8{,}6 \text{ g.}$$

Selbst wenn man annehmen muß, daß bei stoßweiser Bewegung der mittlere Druck erheblich höher ist (exakte Messungen über den Luftwiderstand bei beschleunigter Bewegung sind nicht vorhanden. Nach »Lilienthal, Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst«, soll dieser Widerstand bis zum Fünffachen des Widerstandes bei gleichförmiger Bewegung steigen können) und außerdem berücksichtigt, daß der Maximalwert den mittleren Wert bedeutend übersteigt, so kommt man doch nicht auf Kräfte, welche gegenüber den oben ermittelten 1320 kg Beschleunigungsdruck eine Rolle spielen. Das Flugzeug verhält sich also in dieser Beziehung, als würde es vollkommen frei in der Luft schweben.

Die zweite Kraft, die das Flugzeug den Vibrationen des Motors entgegenstellt, ist der Beschleunigungswiderstand seiner Masse. Dieser setzt sich zusammen aus der Summe der Beschleunigungswiderstände der einzelnen Teile des Flugzeuges, welche deshalb getrennt zu betrachten sind, weil die Beschleunigungen, welche sie erleiden, verschieden sind. Infolge dieses auftretenden Beschleunigungswiderstandes findet nämlich eine Beanspruchung des Flugzeuggestelles statt, welche bewirkt, daß die mit dem Motor nicht direkt verbundenen Teile geringere Bewegungen ausführen, als die an ihm unmittelbar montierten. Da nun diese Deformationen ihrerseits von den auftretenden Widerstandskräften abhängen, so können elastische Kräfte und die Beschleunigungswiderstände nicht getrennt voneinander untersucht werden. Vielmehr muß zwischen beiden stets die Beziehung bestehen, daß die durch die elastische Formänderung bedingten Kräfte überall gleich dem auftretenden Beschleunigungswiderstand sind.

Ein einfaches Beispiel mag dieses wieder näher erläutern: Die beiden Holme, auf denen der obenerwähnte Motor montiert ist, mögen eine freie Länge von 1,8 m und einen Querschnitt von 40 · 60 mm haben. Die Auflagestellen mögen je in einem Drittel der freien Länge liegen. Die Lagerung ist nicht zu elastisch angenommen, wenn man bedenkt, daß die folgende Untersuchung die Nachgiebigkeit der Verbände, wie z. B. Unterlagsscheiben und des ganzen übrigen Flugzeuges nicht berücksichtigt. Der Beschleunigungswiderstand des übrigen Flugzeuges betrage x kg und greife gleichmäßig an den vier freien Holmenden an. Dann ist jede der vier Auflagestellen des Motors, die den Massendruck übertragen, mit einer Kraft $\frac{x}{4}$ belastet, und wir erhalten für einen Holm das in Fig. 1 dargestellte Kräfteschema. Der Holm erfährt dann eine elastische Formänderung, welche bewirkt, daß sich die beanspruchten Auflagestellen um den Betrag y cm durchbiegen. Infolge dieser Durchbiegung wird nicht mehr die ganze oben errechnete Bewegung auf das übrige Flugzeug übertragen, sondern nur ein Teil davon. Im nachfolgenden werden die Beziehungen zwischen x und y aufgestellt.

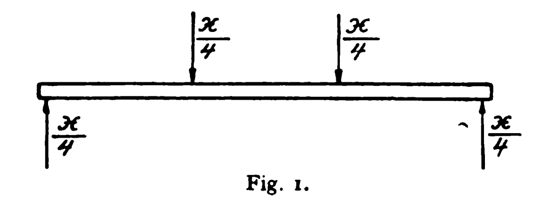


Fig. 1.

Zunächst sei die Gleichung aufgestellt, welche sich aus den Elastizitätseigenschaften des Holmes ergibt. Bedeutet $l = 60$ cm den Abstand der Tragfüße des Motors, $c = 60$ cm die beiderseits überstehenden Holmenlängen, so ist bekanntlich

$$y = \frac{P}{E \cdot J}\left(\frac{c^3}{3} + \frac{c^2 l}{2}\right).$$

Mit

$$P = \frac{x}{4} \text{ kg}, \quad J = \frac{4 \cdot 6^3}{12} = 72 \text{ cm}^4$$

und

$$E = 100\,000$$

ergibt sich

$$y = \frac{x}{160} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Mit anderen Maßen wäre allgemein

$$y = \frac{x}{C} \text{ oder } x = C y \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

Nunmehr müssen die Beziehungen zwischen x und y aufgestellt werden, die sich aus den Beschleunigungswirkungen der Elastizität ergeben.

Wir gehen von dem Augenblicke aus, in dem sich Motor und Flugzeug in ihrer Mittellage befinden. In diesem Augenblick sei die Durchbiegung der Holme $y = 0$. Massenbeschleunigungen sind nicht vorhanden, dagegen haben die Massen ihre größte Geschwindigkeit.

Von diesem Augenblicke an bewegt sich der Motor in verzögerter Bewegung aus der Mittellage. Die Verzögerung wird hervorgerufen erstens durch das Bewegungsgesetz des Kurbeltriebes, zweitens durch die elastische Rückwirkung der Holme, die sich nunmehr durchbiegen. Die erste Verzögerung ist dem Charakter der Sinusschwingung gemäß proportional der Elongation aus der Mittellage. Das gleiche gilt aber auch für die zweite. Wir haben demnach einen Bewegungsvorgang, den man sich durch algebraische Addition zweier Bewegungen entstanden denken kann, die sich in jedem Augenblick in bezug auf Beschleunigung, Geschwindigkeit und Weg proportional sind. Die Bewegung, welche das Flugzeug gleichzeitig ausführt, ist diesen beiden Bewegungen ebenfalls proportional.

Bezeichnen wir mit

s_m und s_f die absoluten Wege (Elongationen) von Motor und Flugzeug, mit

M und M_f deren Massen, mit

y die Durchbiegung des Holmes wie oben, mit

P_e die Erschütterungskraft (Massenkraft) wie oben,

so gilt für die Bewegung des Motors die Gleichung

$$M \cdot \frac{d^2 s_m}{d t^2} = P_e - y \cdot C$$

und für die des Flugzeuges die Gleichung

$$M_f \cdot \frac{d^2 s_f}{d t^2} = y \cdot C.$$

Es ist nun

$$y = s_m - s_f,$$

ferner nach obigem

$$P_e = 4 M \cdot q \cdot r \omega^2 \cos (2 \omega t).$$

Wir erhalten also die Differentialgleichungen

$$M \cdot \frac{d^2 s_m}{d t^2} = 4 M \cdot q \cdot r \omega^2 \cos (2 \omega t) - y C,$$

$$M_f \cdot \frac{d^2 s_m}{d t^2} - M_f \cdot \frac{d^2 y}{d t^2} = y \cdot C,$$

als deren Auflösungen wir die Werte

$$y = A \cos (2 \omega t) \text{ und } s_m = B \cos (2 \omega t)$$

substituieren können.

Es wird also

$$\frac{d^2 y}{d t^2} = -4 A \omega^2 \cos (2 \omega t),$$

$$\frac{d^2 s_m}{d t^2} = -4 B \omega^2 \cos (2 \omega t),$$

womit wir erhalten

$$-4 M B \omega^2 \cos (2 \omega t) = 4 M q \cdot r \omega^2 \cos (2 \omega t) - A C \cos (2 \omega t),$$

$$-4 M_f B \omega^2 \cos (2 \omega t) + 4 M_f A \omega^2 \cos (2 \omega t) = A C \cos (2 \omega t).$$

Diese Gleichungen gelten für alle Werte von t, also auch für

$$\cos (2 \omega t) = 1,$$

wodurch dieselben sich vereinfachen zu

$$-4 M B \omega^2 = 4 M q r \omega^2 - A C$$

und

$$-4 M_f B \omega^2 + 4 M_f A \omega^2 = A C.$$

Aus der ersten der beiden Gleichungen folgt:

$$B = \frac{A C}{4 M \omega^2} - q \cdot r.$$

Dieser Wert in der anderen eingesetzt, ergibt

$$-\frac{M_f}{M} \cdot A \cdot C + 4 M_f \omega^2 q \cdot r + 4 M_f A \omega^2 = A C,$$

$$A = \frac{4 M_f \omega^2 q \cdot r}{C\left(1 + \frac{M_f}{M}\right) - 4 M_f \omega^2}.$$

Dieser Wert, die größte Durchbiegung des Holmes, wird unendlich groß für

$$\omega = \frac{1}{2} \sqrt{C \left(\frac{1}{M} + \frac{1}{M_f}\right)} = \omega_k,$$

der kritischen Winkelgeschwindigkeit. Man kann daher auch schreiben:

$$A = q \cdot r \cdot \frac{\omega^2}{\omega_k^2 - \omega^2}.$$

Der Faktor $\frac{\omega^2}{\omega_k^2 - \omega^2}$ wird annähernd gleich (-1), wenn ω sehr hoch über ω_k liegt, was praktisch der Fall ist. Für das herangezogene Zahlenbeispiel ergibt sich

$$\omega_k = \frac{1}{2} \sqrt{160 \left(\frac{981}{200} + \frac{981}{400}\right)} = 17{,}15,$$

$$\frac{\omega^2}{\omega_k^2 - \omega^2} = \frac{21\,500}{295 - 21\,500} = -1{,}014,$$

so daß der absolute Wert des Vergrößerungsfaktors noch nicht 2% von 1 abweicht. Man kann daher mit sehr guter Annäherung setzen:

$$-A = y_{\max} = q \cdot r \text{ und } x = C \cdot q \cdot r = 12 \text{ kg}.$$

Es zeigt sich also, daß nur ein ganz geringer Teil des Massendruckes zur Wirkung auf das Flugzeug gelangt. Insbesondere sind die nach oben gerichteten Beschleunigungskräfte bei weitem nicht so groß, daß sie das Gewicht des Motors aufzuheben vermögen, wodurch ein Richtungswechsel in der Beanspruchung der Befestigungsstellen vermieden wird. Die Verhältnisse nähern sich also mehr den günstigen Verhältnissen des freischwebenden Motors, als denen des völlig starr gelagerten.

Für die Beurteilung der Anwendbarkeit eines ortsfesten Standes ist die Änderung von Belang, die die obigen Resultate erfahren, wenn das Flugzeug gar keine Bewegung ausführen kann. Man erhält diesen Sonderfall, wenn man $M_f = \infty$ setzt. Dadurch ändert sich ω_k nur wenig und die obigen Schlußfolgerungen bleiben bestehen.

Wie man sieht, hat auch die Unsicherheit in der Annahme der Elastizität der Holme auf unsere Folgerungen wenig Einfluß. Sie bewirkt lediglich eine Veränderung von ω_k, die jedoch in dem praktischen Bereich belanglos ist, da die Holme keinesfalls so steif sind, daß ω_k in die Nähe von ω kommt.

Es besteht demnach kein Bedenken gegen die Anwendung ortsfester Rahmen, wenn hinsichtlich der Elastizität die Bedingung erfüllt ist:

Der den Motor tragende Rahmen darf nicht so starr sein, daß er die Vibration des Motors völlig verhindert. Vielmehr müssen die bei Bewegungen des Motors um wenige Millimeter auftretenden elastischen Gegenkräfte noch erheblich kleiner sein, als das Gewicht des Motors.

3. Luftströmung und Belastungsweise.

Die Luftströmungen, denen der Motor bei der Fahrt ausgesetzt ist, haben auf denselben nur insofern einen Einfluß, als der Vorgang der Kühlung von ihnen abhängig ist (soweit sie das Meßverfahren beeinträchtigen können, wird ihr Einfluß weiter unten zu erörtern sein). Die Zufälligkeiten, die durch Böen und seitliche Windstöße entstehen, sind zwar für das Flugzeug von allergrößter Bedeutung, haben jedoch kaum einen Einfluß auf den Motor für sich. Selbst starke Windstöße, welche unmittelbar auf die Auspufföffnungen hingerichtet sind, beeinflussen, wie die Erfahrung zeigt, den Gang des Motors nicht. Der Grund dafür liegt in der großen Geschwindigkeit der Auspuffgase, welche die des stärksten Windes um ein Vielfaches übersteigt (vgl. S. 12). Es bleibt also nur übrig, zu untersuchen, inwieweit die Luftströmung einen Einfluß auf die Kühlung ausübt, und wie der Pendelrahmen beschaffen sein muß, um diesen Einfluß zur Geltung zu bringen.

Die Frage läßt sich nicht erledigen, ohne daß eine Entscheidung über die Art, wie die Kühlung beim Prüfungsbetriebe ausgeführt wird, getroffen ist. Es sind nämlich folgende beiden Möglichkeiten vorhanden: Entweder man kühlt den Motor auf natürliche Art, d. h. bei wassergekühltem Motor durch den vom Motor bewirkten Umlauf von Wasser, das seinerseits in einem dem Motor beigegebenen Kühler zurückgekühlt wird, oder bei luftgekühltem Motor lediglich durch die umgebende Luft. Ferner gibt es für wassergekühlte Motoren die zweite Möglichkeit, daß man künstlichen Wasserumlauf herstellt und dem Motor das Wasser von diesem her zur Verfügung stellt. Es kann dabei sowohl eine Rückkühlung in einer besonderen Kühlanlage, als auch ein Zusatz von Frischwasser erfolgen. Der Umlauf kann durch die Zirkulationspumpe des Motors oder durch eine anderweitige Pumpe bewirkt werden. Dieser letztere Weg weicht zwar stark vom natürlichen Betriebe ab, hat aber große versuchstechnische Vorteile, da es möglich ist, die Temperatur des Wassers beliebig zu regulieren und die Messung der abgeführten Wassermenge genau vorzunehmen. Dadurch ist auch die genaue Bestimmung der abgeführten Wärmemenge ermöglicht.

Die Prüfung mittels Pendelrahmen gestattet ohne weiteres beide Methoden der Kühlung. Es wird deshalb auf diese Umstände hier nur eingegangen, um den Einfluß der Windverhältnisse klarzulegen. Bei der natürlichen Kühlung spielt der Wind eine entscheidende Rolle, und zwar sowohl bei luftgekühlten, als auch besonders bei wassergekühlten Motoren. Während nämlich erstere durch ihre Rotation immer eine gewisse Luftbewegung haben, würde der Kühler der letzteren ohne Wind in völlig unbewegter Luft stehen. Der Wind ist also für den ordnungsgemäßen Betrieb bei natürlicher Kühlung absolut unentbehrlich, und zwar wird man auf dem Prüfstande auch diejenige Luftrichtung wählen, welche beim Fluge die vorherrschende ist, nämlich die in Richtung der Motorachse. Es liegt auf der Hand, daß es vorteilhaft ist, diesen Wind durch die zum Motor gehörige Luftschraube selbst zu erzeugen und den Motor so durch seine eigene Schraube zu belasten.

Freilich ist zu berücksichtigen, daß Motoren mit den normal zu ihnen gehörigen Propellern am ortsfesten Stande nicht ihre volle Tourenzahl und daher auch nicht ihre Höchstleistung entwickeln. Eine geringe Abweichung von der normalen Schraubenform ist daher unerläßlich. Dabei ist eine Verringerung der Steigung weniger zu empfehlen, als die Verkleinerung des Blattes, weil sonst die ohnehin am Stande größere Beanspruchung durch den Propellerzug noch mehr steigt.

Bei der künstlichen Kühlung, wie wir kurz die oben geschilderte zweite Art der Kühlung bezeichnen wollen, läßt sich dagegen immer ein genügendes Maß der Kühlung auch ohne Wind erreichen. Der Wind kann dagegen hierbei die Fehlerquellen der Messung infolge der Kühlung, die er auf die verlängerten Zu- und Ableitungen ausübt, vermehren. Außerdem macht er die Vornahme der Ablesungen beschwerlich. Bei reichlicher Kühlung der wassergekühlten Teile ist dagegen kaum die Gefahr vorhanden, daß solche Stellen des Motors, die keine Wasserkühlung haben, zu heiß werden, sind dies ja doch nur die weniger gefährlichen Stellen. Daher empfiehlt sich bei künstlicher Kühlung die Belastung des Motors durch Windflügel an Stelle der Luftschraube. Windflügel und Luftschraube ähneln sich in bezug auf die Art der Belastung des Motors sehr. Ihre Anwendbarkeit, welche die Belastungsweise des Fahrbetriebes gut nachahmt, bildet einen Hauptvorzug der Pendelrahmen, weshalb andere Belastungsarten ausscheiden.

Bei natürlicher Kühlung der Motoren ist also die Belastung durch Luftschraube, bei künstlicher Kühlung durch Windflügel anzuwenden. Der Pendelrahmen muß geeignet sein, beide Anordnungen zuzulassen. Da Luftschrauben für Flugmotoren bis zu 3,2 m Durchm. vorkommen (größer nur in sehr seltenen Fällen), und der Abstand der äußersten Spitze von festen Flächen zwecks Vermeidung von Luftstößen nach praktischen Erfahrungen mindestens ¼ m betragen muß, so soll die Mitte des Motors eine beträchtliche Höhe über Flur haben. Mit Rücksicht auf die Verwendung von Luftschrauben für natürliche Kühlung ist ferner zu beachten, daß die Widerstände, die der Luftstrom durch den Pendelrahmen erfährt, nicht wesentlich größer sein dürfen, als die geringen Widerstände des Flugzeuges. Es ergeben sich demnach folgende Forderungen:

Der Pendelrahmen muß für Luftschraube oder Windflügel einen ausreichenden Spielraum lassen; die Höhe der Motorachse über Fußboden muß mindestens 1,85 m betragen.

Der Pendelrahmen darf den Luftzug in Richtung der Motorachse nicht wesentlich behindern.

4. Schräglagen.

Die Nachahmung der übrigen Betriebsverhältnisse des normalen Flugbetriebes, so z. B. bezüglich der Bedienung und der Betriebsstoffzufuhr führt zwar zu gewissen Komplikationen der Meßgeräte und sonstigen Prüfungseinrichtungen, liefert aber keine besonderen Konstruktionsbedingungen für den Pendelrahmen selbst. Dagegen ergeben sich Schwierigkeiten, wenn man die Forderung erhebt, daß die Prüfung auch unter den besonderen Betriebsumständen möglich sein soll, welche beim Flugmotorenbetrieb nur vorübergehend auftreten. Noch bis vor kurzem hat man diese Forderung nicht erhoben. Nachdem aber jetzt einige Konstruktionen bestehen, welche sie in gewisser Hinsicht erfüllen, kann ein Pendelrahmen nur dann in Wettbewerb treten, wenn er auch hierin mindestens das gleiche leistet.

Es handelt sich dabei in erster Reihe um den Betrieb in Schräglagen. Dieselben kommen beim Flugzeugmotor beim

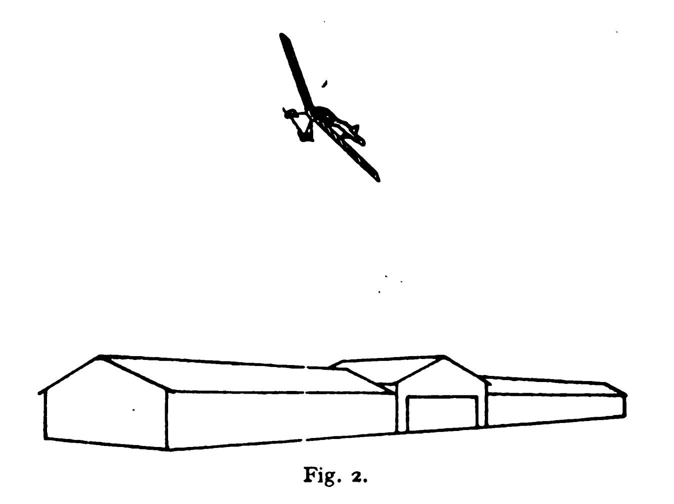


Fig. 2.

Aufstieg und beim Abstieg vor und übertreffen an Größe der Neigung alles, was andere Maschinen auszuhalten haben. Es erscheint daher gerechtfertigt, daß viele neueren Prüfstände Einrichtungen zur Schrägstellung der Motoren vorsehen. So gestattet der Prüfstand, der 1911 im englischen Motorwettbewerb benützt wurde, eine Schrägstellung von 15° nach beiden Richtungen. In den Bestimmungen des Wettbewerbes um den ersten Kaiserpreis wurde gefordert, daß eine Neigung von 10° aufwärts sowie eine solche von 15° abwärts möglich sein muß. Die damit verknüpften Bedingungen über gleichzeitige Drosselung usw. sind hier belanglos; für den Pendelrahmen handelt es sich nur darum, die vorgeschriebene Neigung zu ermöglichen. Es sei darauf hingewiesen, daß diese Neigungen wohl für normale Verhältnisse reichlich bemessen sind, aber bei weitem nicht an das Maximum heranreichen, das im praktischen Betriebe vorkommt. Bei den sog. Sturzflügen durchschneidet die Maschine fast senkrecht die Luft, und dieses waghalsige Kunststück, das schon manchem das Leben gekostet hat, wird leider immer wieder von neuem ausgeführt. Neuerdings sind sogar Rückenflüge in Aufnahme gekommen, so daß jede Neigung bis zur Umkehrung vorkommt. Es wäre jedoch zu weitgehend, wenn man derartige Akrobatenkunststücke den Prüfungsbedingungen zugrunde legen wollte.

Neben der Schrägstellung der Motorachse kommt jedoch auch eine Schrägstellung des Motors senkrecht dazu, d. h. eine Schwenkung um die Motorachse in Frage. Derartige Schräglagen treten sowohl bei gelegentlichen Schwankungen des Flugzeuges als auch in besonders starkem Grade in Kurven auf. Geschickte Flieger nehmen heutzutage schon Kurven von so geringem Krümmungsradius, daß dabei eine Schrägstellung des Flugzeuges von 30° und mehr auftritt. Fig. 2 zeigt die starke Schrägstellung eines von Fokker gesteuerten

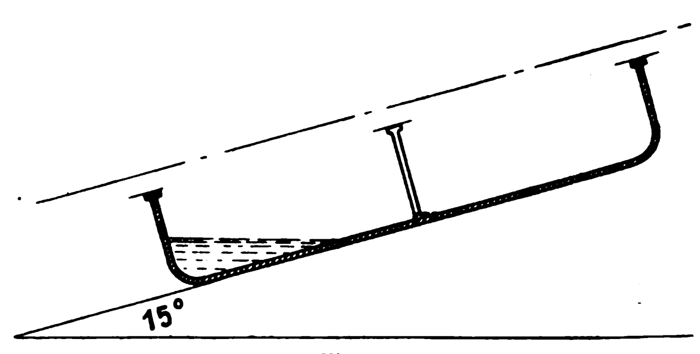


Fig. 3.

Apparates in einer Kurve nach einer photographischen Aufnahme auf dem Flugplatz Johannisthal. Freilich wirkt in einem solchen Falle die Zentrifugalkraft in dem Sinne, daß die Schrägstellung gegen die Richtung der Schwerkraft nicht voll in Erscheinung tritt. Doch ist leicht einzusehen, daß dieserEinflu ß die Abweichung von der Normallage bei weitem nicht völlig aufhebt.

Die seitliche Neigung bringt nun für den Betrieb des Motors ganz dieselben Gefahren mit sich, wie die Neigungen nach vorn oder hinten. Es ist deshalb genau so berechtigt, die Prüfung mit seitlicher Neigung vorzuschreiben, wie mit Neigung nach vorn und hinten.

Der Einfluß, den die Schrägstellung haben kann, hängt von der Konstruktion des Motors ab, und zwar ist hauptsächlich die Ausbildung der Öl- und Benzinbehälter und Leitungen maßgebend. Es ist z. B. ein Konstruktionsfehler, wenn das Reservoir, aus dem die Ölpumpe ansaugt, bei einer der vorkommenden Schräglagen leerlaufen kann. Fig. 3 zeigt einen wie gewöhnlich als Ölbecken verwandten Kurbelkasten ohne Rippen unter 15° Neigung. Man sieht, daß der hintere

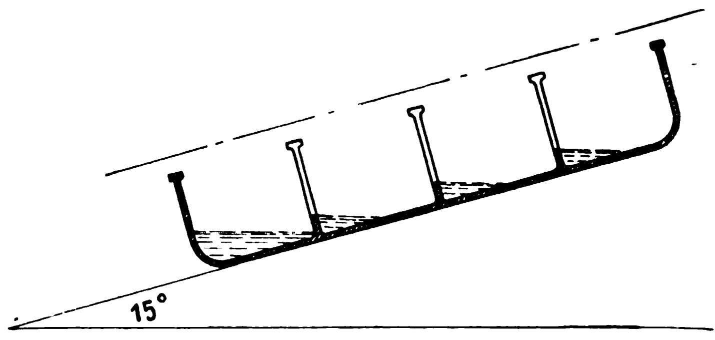


Fig. 4.

Teil des Motors leerläuft, so daß die letzten Zylinder ungenügend geschmiert sind. In Fig. 4 sehen wir denselben Behälter mit Rippen, die auf einfache Weise diesem Übelstande abhelfen.

Auch die Zuführung des Benzins zum Vergaser kann durch die Schrägstellung des Motors ähnlich beeinträchtigt werden. Bei der großen Verschiedenheit der Anordnungen der Benzinbehälter und Vergaser kann nicht ohne weiteres angegeben werden, nach welcher Richtung die Schrägstellung

besonders gefährlich ist. Ferner erfahren die Lagerdrücke usw. Richtungsänderungen.

Um in jedem Falle die Prüfung, ob etwa ein diesbezüglicher Konstruktionsmangel vorliegt, zu ermöglichen, hat der Pendelrahmen die Forderung zu erfüllen:

Der Pendelrahmen muß die Schrägstellung der Motoren nach allen Richtungen um diejenigen Winkel zulassen, welche im praktischen Flugbetriebe vorkommen.

Zurzeit dürften Winkel an ca. 30° in Frage kommen, wenn man von den oben erwähnten vereinzelt vorkommenden Kunstflügen absieht.

5. Änderung des Luftzustandes.

Die Veränderungen des Luftzustandes, mit denen der Flugmotor zu rechnen hat, sind ebenfalls bedeutender als die, welche für andere Kraftmaschinenarten in Betracht kommen. Sind doch bereits Höhen von 6000 m, in denen der Luftdruck nur noch 0,46 Atm. beträgt, längst überschritten worden; desgleichen sind erhebliche Schwankungen in der Luftfeuchtigkeit und in der Temperatur beim Wechsel der Fahrthöhe oder beim Umschlagen der Witterung keine Seltenheiten.

Der Einfluß, den so starke Veränderungen auf den Motor ausüben, ist ganz bedeutend, wie ich in meinem Aufsatz »Der Einfluß des Luftzustandes auf die Flugmotoren« näher ausgeführt habe, und zwar muß hier noch besonders erwähnt werden, daß dieser Einfluß nicht lediglich in einer Verminderung der Leistung proportional zur Luftdichte besteht, wie einige Autoren annehmen (vgl. H. André, Monteurs d'Aviation et de Dirigeables).

Es ergibt sich demnach der Wunsch, die Veränderungen des Luftzustandes auch auf dem Prüfstande vornehmen zu können. Bisher ist dieses noch nicht versucht worden. Es dürfte jedoch keine besondere Schwierigkeit bestehen, sowohl Temperatur als auch Luftdruck beliebig zu variieren, wenn man den Motor in eine luftdicht geschlossene Kammer einschließt. Da man brauchbare Resultate nur erhält, wenn sowohl die Belastungs- als auch die Arbeitsluft in gleicher Weise verändert wird, so genügt es nicht, den Motor allein in die Kammer zu setzen, sondern dieselbe wird auch die Windflügel mitumfassen müssen. Die Verwendung von Luftschrauben ist auch in diesem Falle weniger zu empfehlen, da sie die ständige Zufuhr großer Mengen von Frischluft, die auf den künstlichen Luftzustand gebracht werden muß, erfordert und so zu sehr kostspieligen und schwierigen Anlagen führt.

Mit Bezug auf den Pendelrahmen ergeben sich zwei Möglichkeiten. Entweder ragen nur die den Motor unmittelbar tragenden Teile in die luftdichte Kammer hinein, oder der gesamte Pendelrahmen mit Fundament und Meßvorrichtungen steht in der Kammer. Der letztere Weg ist zwar auch möglich, aber weniger zu empfehlen, weil es doch wünschenswert ist, daß die Meßvorrichtungen jederzeit zugänglich sind und die Luftkammer keine unnötige Größe erhält. Es ergibt sich daher für den Pendelrahmen, wenn auch nicht als kategorische Forderung, so doch als wünschenswerte Eigenschaft:

Der Pendelrahmen soll tunlichst die Einschließung des Motors und der zugehörigen Windflügel in einer luftdichten Kammer gestatten, in welche jedoch nur die den Motor unmittelbar tragenden Teile des Pendelrahmens hineinragen.

B. Messungen.

a) Das Drehmoment.

Die wissenschaftliche Prüfung von Motoren kann sich natürlich nicht lediglich auf die Beobachtung unter den für die Praxis maßgebenden Betriebsverhältnissen, welche zu den im vorigen Abschnitt erörterten Konstruktionsbedingungen für den Pendelrahmen führen, beschränken, sondern wird zu gleicher Zeit genaue Messungen aller derjenigen Größen erfordern, die ein Maß für die Güte des Motors liefern. Hierzu gehört das Drehmoment, dessen Bestimmung die eigentliche Sonderaufgabe des Pendelrahmens darstellt. Das Grundprinzip dieser Messung ist bereits in der Einleitung gekennzeichnet worden.

1. Lage der Drehachse.

So einfach dieses Prinzip erscheint, so schwierig ist es doch, eine Anordnung zu finden, die seine Anwendung gestattet, ohne daß erhebliche Fehler die Messung stören. Von grundsätzlicher Bedeutung ist dabei die Lage der Drehachse des Pendelrahmens zur Drehachse des Belastungswiderstandes, d. h. bei Motoren ohne Übersetzungstriebe zur Motorwelle. Diese gegenseitige Lage beeinflußt die gesamte Konstruktion des Pendelrahmens so stark, daß sie im zweiten Teile dieser Arbeit der Einteilung der verschiedenen Pendelrahmenbauarten zugrunde gelegt werden soll.

Der allgemeinere Fall ist der, daß die beiden Achsen nicht zusammenfallen. Die Motorwelle ist in Fig. 5 mit M, die Schwenkachse des Pendelrahmens mit C bezeichnet. Das Drehmoment werde beispielsweise durch ein Gewicht Q, welches am Pendelrahmen mit dem Hebelarm a angreift, ausgewogen. Die Messung ist korrekt, solange der an den Windflügeln F_1 und F_2 angreifende Luftwiderstand tatsächlich ein reines Drehmoment ist und andere äußere Kräfte auf das pendelnde System nicht wirken. Diese Bedingungen werden

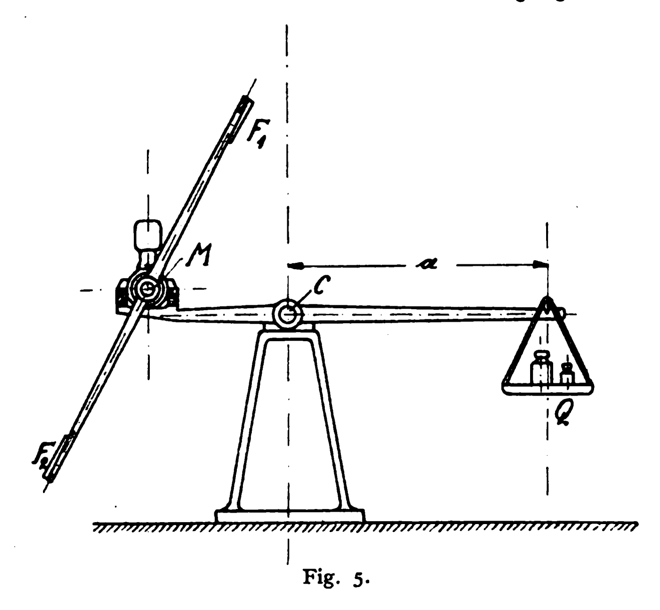


Fig. 5.

jedoch in Wirklichkeit nie erfüllt. Der Luftwiderstand z. B. ergibt infolge geringer Unsymmetrien der Flügel mit Bezug auf die Motorwelle außer einem Drehmoment noch eine Einzelkraft, deren Richtung ständig umläuft und mit Bezug auf die Achse C ein zusätzliches Drehmoment gibt, das die Messung verfälscht. Zwar wird dieses Fehlerdrehmoment bei jeder Umdrehung zweimal gleich 0 und ändert sein Vorzeichen, doch sind diese Augenblicke der Ablesung nicht zugänglich. Auch zahlreiche andere Ursachen, wie z. B. die Massenstöße, bewirken ein scheinbares Schwanken des Drehmoments. Die Messung kann daher nur auf der durchschnittlichen Einstellung der Wägevorrichtung während einer gewissen Zeitdauer beruhen, und in der Tat ändern die ebengenannten Schwankungen den Mittelwert des Drehmomentes nicht. Praktisch erreicht wird diese durchschnittliche Einstellung durch geeignete Dämpfung der Meßinstrumente und durch interpolierendes Ablesen. Es kann jedoch überdies der Fall eintreten, daß infolge unsymmetrischer Raum- oder Windverhältnisse die Einzelkraft während des Umlaufes ihre Größe ändert und daher auch der Mittelwert kein richtiges Maß für das reine Drehmoment ergibt. Ferner können noch andere Kräfte auftreten wie die Auspuffreaktion (vgl. S. 12), Drücke aus den Betriebsstoffleitungen u. a. m., welche dauernd in einseitigem Sinne wirken. Daher ist die Anzeige in diesem allgemeinen Falle mit einem Fehler behaftet, der um so größer ist, je größer der Abstand von M und C gewählt wird. Es kommt dazu der weitere Nachteil, daß das Schwanken des Fehlerdrehmoments die Erschütterungen vermehrt und dadurch nicht nur Motor und Pendelrahmen ungünstig beansprucht, sondern auch die Ablesung erschwert.

Für die Verwendung von Luftschrauben gilt natürlich genau die gleiche Überlegung.

Der nächstliegende Weg, die Anzeige des Drehmoments mathematisch korrekt zu gestalten, ist der, die Achsen C und M zusammenfallen zu lassen. So erwünscht dieses nach den voraufgegangenen theoretischen Erwägungen erscheinen mag, so unerwünscht ist es nach praktischen, konstruktiven Gesichtspunkten. Die Lagerstellen des Pendelrahmens sind schwer unterzubringen, ohne daß sich für die Aufstellung des Motors Schwierigkeiten ergeben. Die einzelnen Mißstände, zu denen man bei der Durchkonstruktion des Prinzips gelangt, lassen sich nur genau an Hand der betreffenden Einzelkonstruktion nachweisen. Das soll weiter unten im Teil II geschehen. An dieser Stelle sei nur auf das dort gewonnene Resultat verwiesen, daß bisher keine Konstruktion dieser Art bekannt wurde, welche von erheblichen Mißständen frei ist. Die Forderung:

Der Pendelrahmen muß die Ablesung des erzeugten Drehmoments ungestört durch etwa auf die Drehachse wirkende Einzelkräfte gestatten,

läßt sich daher scheinbar nicht mit sämtlichen übrigen Forderungen vereinbaren. Trotzdem findet sich ein Ausweg, der am Schluß dieser Arbeit des näheren beschrieben wird.

2. Fehlerquellen des Motors.

Weitere Fehlerquellen können für die Messung daraus entstehen, daß beim Motorbetriebe noch andere Drehmomente auftreten als das nutzbare des Luftwiderstandes, welches gemessen werden soll, und zwar kommen dabei folgende Kraftwirkungen in Betracht:

1. Die Reaktion der Auspuffgase,
2. die Wirkung des Schraubenstrahls auf Motor und Pendelrahmen,
3. Kräfte aus dem Bedienungsgestänge,
4. Kräfte aus den Betriebsstoffleitungen.

Das von dem Rückdruck der Auspuffgase hervorgerufene Drehmoment wurde bis vor kurzem regelmäßig vernachlässigt. Es soll daher im folgenden gezeigt werden, daß dieses zu erheblichen Fehlern in der Pendelrahmenmessung führen muß.

Der Rückdruck, den der Motor infolge des Auspuffs erfährt, ist offenbar gleich der Summe derjenigen Kräfte, welche notwendig sind, um den den Motor verlassenden Rauchgasen ihre Geschwindigkeit zu erteilen.

Bedeutet

P den Rückdruck in kg,
Q das Gewicht der Rauchgase in kg,
q dasselbe bezogen auf die Zeiteinheit in kg/sec,
c_m die Geschwindigkeit der Rauchgase in m/sec,

so ist

$$P = \frac{q}{g} \cdot c_m \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Die Größe q ist leicht zu ermitteln. Bezeichnet

l die sekundlich angesaugte Luftmenge,
b die sekundlich verbrannte Brennstoffmenge, beide in kg/sec,
v_h das Hubvolumen aller Zylinder in cbm,
n die Tourenzahl pro Minute,
η_l den Lieferungsgrad,
γ das spezifische Gewicht der angesaugten Luft in kg/cbm,
p_m den mittleren effektiven Arbeitsdruck in Atm.,
N die Nutzleistung in PS,

so ist

$$q = l + b.$$

Ferner

$$l = v_h \cdot \frac{n}{2 \cdot 60} \cdot \eta_l \cdot \gamma,$$

und

$$N = v_h \cdot p_m \cdot 10000 \cdot \frac{n}{2 \cdot 60} \cdot \frac{1}{75},$$

daraus folgt

$$\frac{l}{N} = \frac{75}{10000} \cdot \frac{\eta_l \cdot \gamma}{p_m}.$$

Sind die Größen η_l, γ, p_m nicht weiter bekannt oder gemessen, so kann man für Flugmotoren im Mittel annehmen

$$\eta_l = 0{,}7, \quad \gamma = 1{,}29, \quad p_m = 7{,}5.$$

Mit diesen Werten ergibt sich die sekundliche pro Pferdekraft angesaugte Luftmenge mit 0,903 g. Ist über den Brennstoffverbrauch auch nichts näheres bekannt, so kann man unter Zugrundelegung eines Verbrauches von 230 g für die PS-Stunde mit 0,064 g für die PS-sec rechnen. Das ergibt zusammen

$$q = 0{,}967 \cdot N,$$

so daß aus Gleichung (1) folgen würde

$$P = \frac{0{,}99}{10000} \cdot c_m \cdot N \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

Sind die einzelnen Größen jedoch abweichend von den oben eingesetzten Zahlen bestimmt worden, so hat man diese in die unausgerechnete Formel

$$P = \left(\frac{75 \, \gamma \, \eta_l}{10000 \, p_m} + b \right) \frac{N}{g} \cdot c_m \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

einzusetzen.

Nicht ganz so einfach ist die Bestimmung der mittleren Geschwindigkeit c_m. Würde tatsächlich beim Ausströmen die gesamte Wärmeenergie der Auspuffgase in Strömungsenergie umgesetzt werden, wie Güldner allgemein für Verbrennungsmotoren annimmt (2. Auflage S. 176 Z. 3), so würde das unter Zugrundelegung eines Verlustes durch die Abwärme der Rauchgase von 30% eine Ausströmungsgeschwindigkeit von über 1300 m/sec ergeben. Da diese Geschwindigkeit die kritische bei weitem übersteigt, könnte sie nur erreicht werden, wenn die Auspuffsöffnungen die Form von vollkommenen Düsen hätten. Bedenkt man jedoch, daß die Expansion am Auslaßventil beginnt, so wird man namentlich für die geringeren Erhebungen des Ventiltellers zugeben müssen, daß eine gewisse Erweiterung des Strahlquerschnittes bis zum Ende des Auspuffkanals stattfindet. Anderseits werden durch die scharfen Krümmungen auch erhebliche Geschwindigkeitsverluste eintreten können. Die nachfolgenden Erörterungen legen die Annahme zugrunde, daß der Auspuff genau so vor sich geht, als wenn der Druckraum durch eine einfache aber verlustfreie Mündung direkt in die Atmosphäre ausblasen würde. Zweifellos trifft diese Annahme nicht zu. Sie wird aber dadurch gerechtfertigt, daß sie brauchbare Zahlenwerte ergibt, welche von denen der praktischen Messung wenig abweichen. Der Unterschied zwischen obiger Annahme und den wirklichen Verhältnissen kann daher, wenn genügend sichere Versuchsdaten vorliegen, durch einen Korrektionsfaktor ausgeglichen werden.

Eine weitere Schwierigkeit liegt in der Beurteilung der Temperatur der Auspuffgase. Soweit überhaupt Angaben darüber vorhanden sind, beziehen sich dieselben auf einen Mittelwert. Zweifellos ändert sich jedoch die Temperatur während der Auspuffperiode. Glücklicherweise ist selbst eine Änderung der Temperatur um 200° auf das Endresultat von geringem Einfluß, weshalb die Annahme einer konstanten Temperatur der Rauchgase zulässig erscheint.

Der Exponent der Adiabate wurde mit 1,37 angenommen; dann ergibt sich das kritische Druckverhältnis ε zu 0,534 und der kritische Druck im Zylinderinnern bei einem Außendruck von 1 Atm. zu 1,87 Atm. Nach der oben gemachten einfachen Annahme über den Auspuffsvorgang erstreckt sich natürlich das Zylinderinnere bis an die Mündungsebene des Auspuffrohres. Übersteigt der Innendruck p_1 den Wert 1,87, so steigt auch der Mündungsdruck p_0, so daß das Verhältnis beider das kritische bleibt. Diese Abhängigkeit ist in Fig. 6, in der die Abszissen den Zylinderdruck angeben, durch eine gebrochene Gerade dargestellt.

Da aus dieser Geraden für jeden Innendruck der Mündungsdruck bekannt ist, kann die zugehörige Mündungsgeschwindigkeit nach der bekannten Formel

$$c = \sqrt{2 g \frac{k}{k-1} P \cdot v \left[1 - \left(\frac{p_0}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

errechnet werden. Dieselbe ist dazu zweckmäßig in folgender Weise zu vereinfachen: man setzt

$$P = p_1 \cdot 10000,$$

$$v = v_0 \left(\frac{p_0}{p_1}\right)^{\frac{1}{k}} = \frac{1}{\gamma}\left(\frac{p_0}{p_1}\right)^{\frac{1}{k}},$$

$$A = \sqrt{2g\frac{k}{k-1}\cdot\frac{10000}{\gamma}}$$

und erhält

$$c = A \cdot \sqrt{p_1\left(\frac{p_0}{p_1}\right)^{\frac{1}{k}} - p_0}.$$

Diese Funktion ist auch in Fig. 6 dargestellt, und zwar wurde der Berechnung ein spezifisches Gewicht der Rauchgase von 0,33 kg/cbm zugrunde gelegt.

Schließlich ist auch noch die Funktion $dQ = f(p)$ aufgetragen. Dieselbe ist proportional c und p_0, wenn man die Temperatur und Zusammensetzung der Gase als konstant und von den übrigen Größen unabhängig annimmt. Der Maßstab von dQ ist beliebig, er könnte durch Integration bestimmt werden, da Q bekannt ist.

Um nun die Abhängigkeit derselben Größen von der Zeit festzustellen, ist es notwendig, die Änderung des Druckes während der Auspuffperiode zu kennen. Fig. 7 zeigt den Teil eines Zylinderdiagramms, der den Auspuff umfaßt. Der Aus-

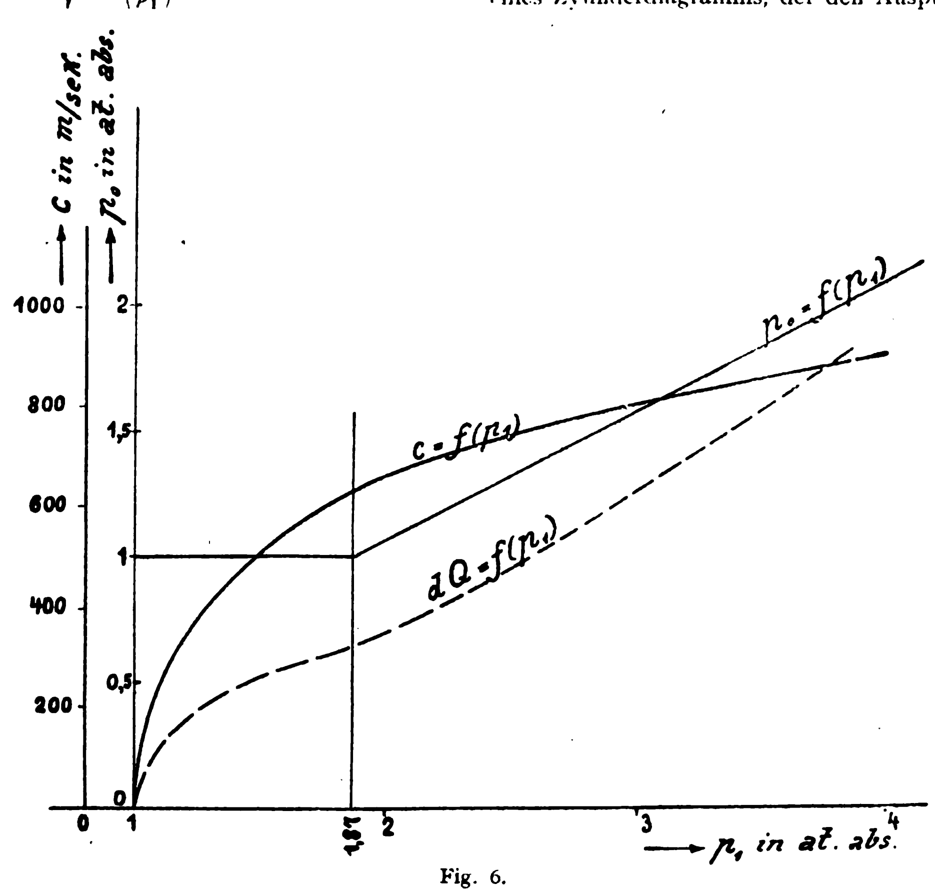


Fig. 6.

puff eröffnet 15% vor der unteren Totlage. Es wird angenommen, daß selbst, wenn ein Nachschluß des Ventils stattfindet, das Ausströmen des Rauches mit der Erreichung der oberen Totlage aufhört. Das Diagramm wird den folgenden Untersuchungen zugrunde gelegt. Selbstverständlich gelten die daraus abgeleiteten Zahlenresultate nur dann, wenn der Verlauf des Auspuffs tatsächlich diesem Normaldiagramm entspricht. Die Änderung der Steuerpunkte, des Kompressions-

Für $p_1 < 1{,}87$ wird $p_0 = 1$ und

$$c = A \cdot \sqrt{p_1^{\frac{k-1}{k}} - 1} = 1480\sqrt{p_1^{2,7} - 1}.$$

Für $p_1 > 1{,}87$ wird $p_0 = \varepsilon \cdot p_1$ und

$$c = A\sqrt{p_1\left(\varepsilon^{\frac{1}{k}} - \varepsilon\right)} = 1480\sqrt{0{,}098\, p_1}.$$

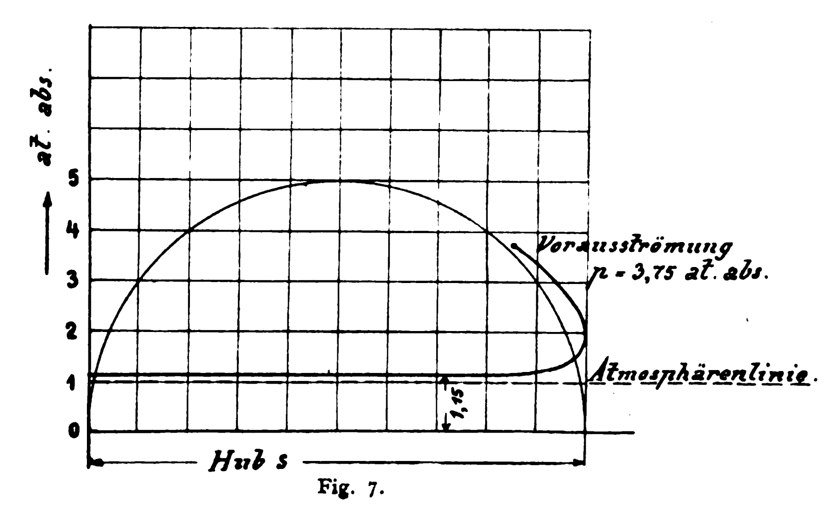


Fig. 7.

verhältnisses, des thermischen Verlaufes des Arbeitsvorganges usw. bleiben demnach nicht ohne Einfluß auf das weiter unten ermittelte Resultat. Wem aber die durch dieses Normaldiagramm erreichte Annäherung nicht genügt, der kann für jeden Spezialfall die folgenden Untersuchungen besonders durchführen, und wird dabei um so genauere Resultate erhalten, je genauer das spezielle Zylinderdiagramm aufgenommen oder theoretisch geschätzt wurde.

Der Druckverlauf des Diagramms Fig. 7 ist in Fig. 8 als Funktion des Kurbelweges oder, was bei gleichförmiger Drehung dasselbe ist, als Funktion der Zeit aufgetragen. Auf Berücksichtigung der endlichen Schubstangenlänge und der Desachsierung konnte bei dieser überschlägigen Untersuchung um so mehr verzichtet werden, als beide Größen fast für jeden Flugmotor andere sind. Mit Hilfe der Kurven aus Fig. 6 ist dann auch die Geschwindigkeit c und die augenblickliche Rauchgasmenge dQ als Funktion der Zeit aufgetragen. Durch Multiplikation der Ordinaten der letzten beiden Kurven und Wahl eines beliebigen Maßstabes ergibt sich schließlich noch die Kurve $dQ \cdot c$.

Die Integration der unter den Kurven dQ und $dQ \cdot c$ liegenden Flächen ergibt unter Berücksichtigung der gewählten Maßstäbe eine in die Rechnung einzusetzende mittlere Geschwindigkeit c_m von 548 m/sec. Wenn mit dieser Größe im folgenden durchweg gerechnet wird, so soll damit nicht einmal gesagt sein, daß sie für alle Motoren bei gleichem Zylinderdiagramm zutrifft: Im Gegenteil, sie ist nur ein Näherungswert für normallaufende Flugmotoren der gegenwärtigen deutschen Bauart. Veränderungen der Zusammensetzungen der Rauchgase, ihrer Temperatur, der Form der Auspufföffnungen usw. werden diese Größe erheblich verändern können. Halten wir aber zunächst an dem ermittelten Werte fest, so ergibt sich aus Gleichung (2) für normale Verhältnisse unter den gemachten Annahmen der mittlere Druck

$$P = 0{,}054 \cdot N \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

Es ist nun festzustellen, inwieweit die bisherigen Erfahrungen mit unserem Resultate übereinstimmen. Leider fehlt es bisher an exaktem Material über diesen Gegenstand, da die Messungen an Motoren sowohl hinsichtlich ihres Drehmomentes, als auch ihres Axialschubes entweder einschließlich oder unter Ausschaltung des Auspuffdruckes vorgenommen werden, nicht aber beide Messungen gleichzeitig, und doch wäre das letztere notwendig, um die Größe des Auspuffdruckes festzustellen. (Fortsetzung folgt.)

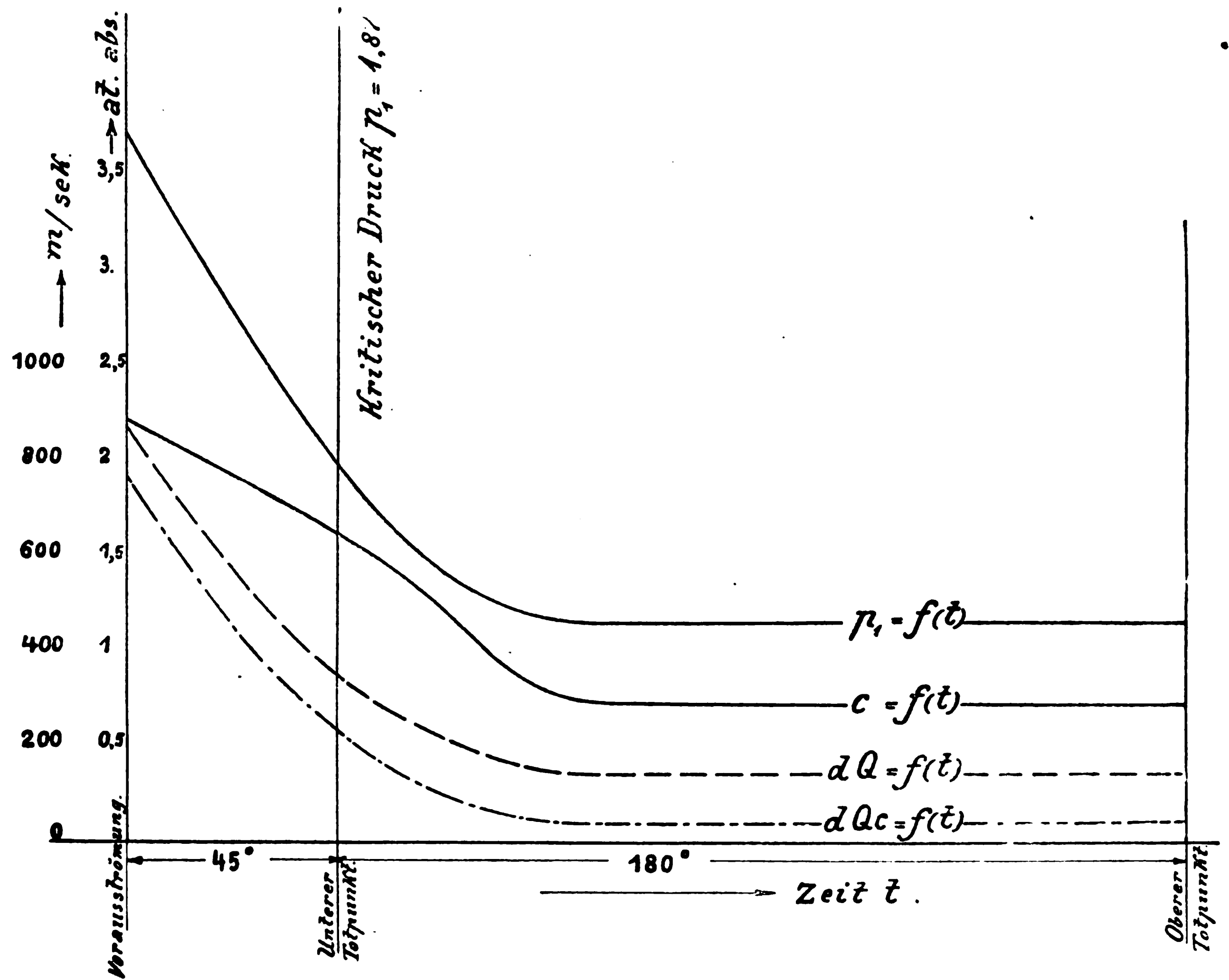


Fig. 8.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46c, 29. H. 69208. Auspufftopf für mehrzylindrige Explosionsmotoren. Max Hirschfelder, Berlin-Weißensee, Generalstr. 5. A. 6. 11. 15. E. 27. 2. 17.

46c, 28. M. 58538. Elektrische Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. Albert Henry Midgley u. Charles Anthony Vandervell, Warple Way, Acton Vale, County of Middlesex, Engl. A. 18. 9. 15. England 19. 11. 14. E. 15. 3. 17.

46c, 31. R. 42712. Schalldämpfer. Carl Rudqwist, München, Ludwigstr. 6. A. 27. 12. 15. E. 27. 2. 17.

77h. 5. 296536. Flugzeug mit stufenförmiger Tragfläche. Georges Gramaticesco, Château d'Oex, Schweiz. 21. 2. 12. G. 36127. E 21. 2. 17.

77h. 4. L. 40561. Ballonhülle; Zus. z. Pat. 271933. Alwin Loewenthal, Charlottenburg, Oranienstr. 16, u. Dr. Max Moszkowski, Berlin-Grunewald, Herthastr. 2. A. 8. 10. 13. E. 21. 2. 1917. Zusatz zum Patent 271933.



77h, 5. R. 43690. Seitensteuervorrichtung für Flugzeuge. Friedrich Rau, Berlin, Kesselstr. 16. A. 13. 9. 16. E. 15. 3. 17.

77h, 8. W. 42166. Steuervorrichtung zur zwangläufigen Bewegung von Flügelklappen. Reinhold Wunderlich, Hohen Neuendorf b. Berlin, u. Alfred Wunderlich, Brüssel. Belgien 4. 5. 12 u. 13. 7. 12. A. 3. 5. 13. E. 21. 2. 17.

77h, 8. W. 39926. Schaufelrad mit in kreisenden, parallel sich bewegenden Rahmen gelagerten Flügelklappen. Reinhold Wunderlich, Hohen-Neuendorf b. Berlin, u. Alfred Wunderlich, Brüssel. A 10. 6. 12. E 21. 2. 17.

77h, 15. Luftfahrzeuganker. Paul Rütter, Chemnitz. A 19. 8. 16. E 15. 2. 17.

Patenterteilungen.

46a. 25. 296119. Im Viertakt arbeitende Verbrennungskraftmaschine für Flugzeuge. James Shaw, Chicago, V. St. A. 19. 6. 15. S. 44032.

46b, 13. 296088. Viertaktgasmaschine mit Regelung der Spülluftmenge entsprechend der Belastung. Heinrich Woll, Gersweiler-Ottenhausen. 28. 2. 15. W. 46252.

46c, 17. 296173. Zündkerzenkappe. Wilhelm Eisenführ, Berlin, Kommandantenstr. 31a—32. 18. 6. 16. E. 21719.

46c, 28. 296165. Anlaßvorrichtung zum Anwerfen von Automobilmotoren. Lionel Wolffsohn, Hoboken, New Jersey, V. St. A. 6. 5. 15. W. 46518. V. St. Amerika 9. 7. 1914.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Gesetz über einen Warenumsatzstempel vom 26. Juni 1916 nebst Auslegungsgrundsätzen und Ausführungsbestimmungen des Bundesrats für den praktischen Gebrauch, erläutert von Dr. iur. Fritz Koppe und Dr. rer. pol. Paul Varnhagen, mit Anmerkungen, Beispielen, Buchführungsschema und Sachregister. 1917. Fünfte Auflage. 37.—46. Tausend. Industrieverlag Spaeth und Linde, Berlin C. 2. Preis: M. 2.

Vom 1. Oktober 1916 ab sind alle Warenumsätze mit einem Stempel von 1°/₀₀ belegt. Im Januar 1917 sind die ersten Umsatzsteuererklärungen abzugeben. Da ist es für den Steuerpflichtigen die höchste Zeit, daß er sich mit der Materie des neuen Warenumsatzstempels vertraut mache. Einen vorzüglichen Wegweiser bietet ihm hierfür die von Koppe und Varnhagen kommentierte Ausgabe des neuen Gesetzes, die kurze Zeit nach ihrem ersten Erscheinen schon in fünfter Auflage in dem auf dem Gebiete der Herausgabe kommentierter Steuergesetze rühmlichst bekannten Verlage von Spaeth und Linde erschienen ist. Die Namen der Kommentatoren, die herausgebende Firma und die schnelle Folge ziemlich großer Auflagen bieten schon eine gewisse Gewähr dafür, daß der Praktiker hier alles das finden wird, dessen er bedarf, um einerseits den Anforderungen des Gesetzes gerecht zu werden, anderseits aber auch nicht aus Verkennung des Gesetzes mehr zu leisten, als von ihm verlangt wird. Das aber ist gerade der Vorzug dieser Gesetzesausgabe, daß sie den Leser zwar genau darüber informiert, was denn das Gesetz eigentlich von ihm verlangt, so daß er bei seiner aufmerksamen Lektüre nicht in die unangenehme Lage kommen kann, aus Nachlässigkeit einer Steuerhinterziehung geziehen zu werden, daß sie ihn aber auch ebenso genau darüber aufklärt, was das Gesetz nicht von ihm verlange, so daß die aufmerksame Lektüre den Leser auch vor mancher unnützen Leistung an das Reich bewahren wird. Freilich, aufmerksam und mit Verstand will auch diese Ausgabe gelesen sein, wenn sie dem Leser die erhofften Vorteile bringen soll; das liegt aber nicht an der Besprechung des Gesetzes, sondern an seiner überaus schwierigen Materie. Gerade aber wegen der Schwierigkeit und schwerwiegenden Bedeutung des Gesetzes muß es allen Praktikern empfohlen werden, sich diesen so überaus sorgfältigen und einsichtsvollen Wegweiser durch das Gesetz anzuschaffen. Dr. Eug. Fridrichowicz.

Die Schule des Werkzeugmachers. Mit besonderer Berücksichtigung der Härtereitechnik und der Schnellarbeitsstähle. Von Ingenieur Fritz Schön. Fünfte Auflage. (Bibliothek der gesamten Technik, Band 235.) Gr.-Okt. 133 S. Mit 58 Abbildungen im Texte. Dr. Max Jänecke, Verlagsbuchhandlung, Leipzig 1916. Preis: geb. M. 3,60.

Die neue Auflage dieses in Fachkreisen bestens bekannten Werkes ist wesentlich ergänzt. Manches in vorherigen Auflagen Enthaltene ist fortgelassen, weil es durch Besseres überholt ist. Die neuen Materialien, Arbeits- und Härteverfahren sind ausführlich besprochen. Aus dem Inhalt: Das Werkzeug als Grundlage des Fabrikbetriebes, die Nachfrage betreffs guter Werkzeuge und erfahrener Werkzeugmacher, die Herstellung der verschiedenen Stahlarten, der Stahl und die Werkzeuge, die Verwendung der verschiedenen Stahlarten, das Anarbeiten des Stahles, das Härten, vorbeugende Maßregeln und Vorrichtungen, Härteöfen, Temperaturmessungen, Seegerkessel, Pyrometer, Blei- bzw. Salzhärteöfen, Härtebäder, elektrisch geheizte Härtebäder, Fehler beim Härten, Einsatzhärtung, der Schnelldrehstahl, das Schleifen der Schnellarbeitsstähle, Härtemittel, Maschinenmesser, ein vielseitig erprobtes Härteverfahren. Da gerade jetzt Außerordentliches von der Werkzeugherstellung gefordert wird, wird das Buch als erprobter Ratgeber willkommen sein. A. V.

Werner von Siemens, der Begründer der modernen Elektrotechnik. Von Artur Fürst. Okt. 188 S. mit 13 Abbildungen. Verlag: Deutsche Verlagsanstalt, Stuttgart u. Berlin. Preis: geh. M. 3, geb. M. 4.

Am 13. Dezember 1816 wurde Werner Siemens geboren. Die hundertste Wiederkehr seines Geburtstages lenkt unsern Blick auf diesen großen Gelehrten, Erfinder und Organisator, der zu den deutschen Männern gehört, die dem deutschen Volk in den letzten Jahrzehnten eine führende Stellung auf dem Gebiete der wissenschaftlichen Technik errungen haben. Was W. v. Siemens erfunden und geschaffen, ist großenteils ein gar nicht mehr wegzudenkender Bestandteil unseres täglichen Lebens geworden; seine Persönlichkeit tritt dahinter für das Bewußtsein der Allgemeinheit etwas zurück. Und doch ist er auch ein vorbildlicher edler Mensch gewesen in seiner gewaltigen Energie, die durch keinen Fehlschlag sich entmutigen ließ, in seinem immer weitere Wirkungskreise umfassenden Schaffensdrang und seinem großzügigen Gemeinsinn. Ein kurz gefaßtes, allgemeinverständliches Lebens- und Charakterbild des bedeutenden Mannes und seines Lebenswerkes ist darum eine willkommene und nützliche Gabe zur Feier seines hundertsten Geburtstages; und eine solche bedeutet uns das Buch von Artur Fürst. »Werner Siemens' Erdenwallen,« so sagt Fürst im 1. Kapitel des Buches, »ist erfüllt von romantischen Begebenheiten, von Abenteuern, könnte man sagen, wie sie in solcher Zahl nur wenigen begegnen. Fortwährend erlebt er Außerordentliches . . . dreimal verursacht er schwere Explosionen, er erobert eine Festung, kämpft mit Beduinen auf der Spitze einer Pyramide, wird durch einen Schiffbruch auf eine unbewohnte Insel gebannt, eine lose gewordene Kabeltrommel droht sein Schiff zu zerschmettern. In all diesem Getümmel und schweren Gefahren bleibt er jeden Augenblick der ruhige, sorgsam beobachtende Mann der Wissenschaft . . . Er treibt Navigation während des Schiffbruchs und Meeresforschung inmitten der Wasserhose.« — Durch das interessant geschriebene Buch wird uns die verehrungswürdige Persönlichkeit eines der bedeutendsten Männer deutscher Wissenschaft und Technik wieder näher gebracht. Das Buch von Fürst ist ein technisch-biographisches Volksbuch in gutem Sinn, wie etwa die Schriften von Ingenieur Max Eyth. Auch die Ausstattung ist gut, und das Buch ist so gemeinverständlich geschrieben, daß es jung und alt verstehen kann.

Lehrbuch der Physik, zum Gebrauch beim Unterricht, bei akademischen Vorlesungen und zum Selbststudium. Von E. Grimsehl †, Direktor der Oberrealschule auf der Uhlenhorst in Hamburg, in zwei Bänden.

Erster Band: Mechanik, Akustik und Optik, dritte vermehrte und verbesserte Auflage. Leipzig und Berlin 1914, B. G. Teubner. Gr.-8°, XII und 966 S. mit 1063 Figuren im Text und 2 farbigen Tafeln. Preis geheftet M. 11, gebunden M. 12.

Zweiter Band: Magnetismus und Elektrizität, dritte Auflage, durchgesehen und ergänzt von Prof. Dr. I. Classen, Prof. Dr. H. Geitel, Oberlehrer Dr. W. Hillers und Oberlehrer W. Koch. Leipzig und Berlin 1916, B. G. Teubner. Gr.-8°, X und 542 S., mit einem Bildnis E. Grimsehls als Titelbild und 517 Figuren im Text. Preis geheftet M. 7, gebunden M. 8.

Das rühmlichst bekannte Lehrbuch der Physik von Grimsehl liegt, acht Jahre nach dem ersten Erscheinen, bereits in dritter Auflage vor. Der zweite Band wurde nach dem Heldentode des Verfassers von Kollegen bearbeitet. Über das Werk im allgemeinen braucht nicht viel gesagt zu werden: Seine Reichhaltigkeit und Anschaulichkeit, seine glückliche Verbindung von Versuch und Theorie, sowie seine Originalität sind genugsam bekannt. Den Luftfahrer werden vor allem die Kapitel über den Auftrieb in der Luft, über Flüssigkeitswiderstand, Luftdrachen, Schrauben, Lenkluftschiff, Fallschirm, Schwebeflug und Flugzeuge, ferner über Wetterkunde und — im zweiten Bande — über atmosphärische Elektrizität interessieren. Das meteorologische Kapitel ist besonders reichhaltig, während z. B. vom Luftwiderstand nur die Grundlagen mitgeteilt wurden. Hinter den Sinus- und Cosinusformeln für den aerodynamischen Auftrieb und Rücktrieb (S. 328) vermißt Referent ein paar Kurvendarstellungen der Luftkräfte in Abhängigkeit vom Anstellwinkel. Sehr anschaulich ist dagegen z. B. die Behandlung der schaukelnden Bewegungen eines fallenden Kartenblattes (S. 338). E.

Die Maschine in der Karikatur. Von Dipl.-Ing. Hans Wettich. Okt. 216 S. mit 250 Bildern im Text und einem farbigen Titelbild nach dem Original von E. O. Petersen. Verlag der »Lustigen Blätter«, Dr. Eysler & Co., G. m. b. H., Berlin. Preis: geheftet M. 3,50, gebunden M. 4,50.

Das interessante Buch ist eine humorvolle Geschichte der Entwicklung der Technik. Die ältesten Abbildungen stammen aus dem Mittelalter, es sind zum Teil derbdrastische Darstellungen nach alten Holzschnitten und Miniaturen, die der Verfasser gesammelt hat. Die Mühle kommt in diesen älteren Darstellungen häufig vor, als Pfaffenmühle, Narrenmühle usw. Auch die Hebezeuge kommen schon früh in humoristischen Bildern vor. Später muß den meisten Spott die Eisenbahn über sich ergehen lassen. In neuer Zeit folgt die Straßenbahn und Schwebebahn, das Fahrrad, der Kraftwagen, Magnetismus und Elektrizität. Die Luftschiffahrt ist leider nicht behandelt. Das lustige, gut ausgestattete Buch wird jedem Ingenieur Freude machen. A. V.

Wie berechne ich meine Kriegs- und Besitzsteuer? Beispiele und kurze Erläuterungen für die Berechnung der Kriegs- und Besitzsteuer, der Reichsvermögensabgabe, sowie der Mehrgewinnabgabe für Gewerbsgesellschaften. (Auf Grund der Gesetze vom 21. Juni 1916 und 3. Juli 1913.) Herausgegeben vom Verlag der »Deutschen Steuer-Zeitung«. 2. Auflage. Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Steuerliteratur, Berlin C. 2. Gr.-Okt. 1916. 28 S. Preis M. 1.

Tabellen zur Berechnung der Kriegssteuer für Einzelpersonen, Reichsvermögensabgabe, Kriegssteuer (Mehrgewinnabgabe) für Erwerbsgesellschaften — Besitzsteuer. (Auf Grund der Gesetze vom 21. Juni 1916 und 3. Juli 1913.) Herausgegeben vom Verlag der »Deutschen Steuer-Zeitung«. Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Steuerliteratur, Berlin C. 2, 1916. 2. Aufl. Gr.-Okt. 23 S. Preis M. 1.50.

Der Warenumsatzstempel. Gemeinverständliche Darstellung des Gesetzes über einen Warenumsatzstempel vom 26. Juni 1916 für Kaufleute und Gewerbetreibende mit Beispielen und Mustern. Im Auftrage der Deutschen Steuer-Zeitung verfaßt von Dr. jur. Fritz Koppe, Berlin, Rechtsanwalt und Syndikus. Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Steuerliteratur, Berlin 1916. Okt. 31 S. Preis M. 1.

Motorschule für Flieger. Ein Lehrbuch für Feldpiloten, Flugschüler, Beobachter und Motorwärter von Victor Schünzel, Hauptmann der k. u. k. Luftfahrertruppen. 1. Teil: Motorwesen. Band 19 der Sammlung »Technische Praxis«. Kl.-Okt. 254 S. mit 168 Abbildungen im Text. Preis M. 5.

Das Buch ist aus der praktischen Erfahrung geschrieben. Der Stoff ist sehr gut eingeteilt und alles leicht verständlich dargestellt. Wenn auch in erster Linie die österreichischen Motortypen (Daimler und Hyro) berücksichtigt werden, so werden doch auch die wichtigsten deutschen Motoren (Mercedes, Benz) ausführlich beschrieben. Daher kann das kleine Buch allen deutschen Flugschülern empfohlen werden.

Die Stabilität der Flugzeuge von Bryan-Bader. Einführung in die dynamische Stabilität der Flugzeuge. Gr.-Oktav; 120 S. mit 40 Textfiguren. Verlag von Julius Springer, Berlin. Preis M.

Jeder, der die Arbeiten von Bryan über die Stabilität des Flugzeuges verfolgt hat, wird sich freuen, das zusammenfassende Buch auch in deutscher Sprache zu erhalten.

Die von Br. zuerst eingeschlagene Methode der kleinen Schwingungen hat sich in den letzten Jahren auch in anderen Händen als sehr fruchtbar zur Behandlung der Stabilitätsprobleme erwiesen. Sie ist für die ganze weitere Entwickelung dieses so wichtigen und noch lange nicht abgeschlossenen Problems vorbildlich geblieben, wenn es Br. auch nicht immer gelungen ist, das numerisch Unwesentliche vom Wesentlichen zu trennen und das konstruktiv Erreichbare in den Vordergrund zu rücken. Die Nomenklatur und Wahl der Variablen sind bei Bryan-Bader übersichtlicher als bei den deutschen Autoren. Sie machten das Buch besonders geeignet zur Einführung in die Theorie der Flugzeugstabilität. Die Übersetzung von Bader ist vortrefflich. Gaule.

Lehrbuch der drahtlosen Telegraphie von Dr.-Ing. Hans Rein. Nach dem Tode des Verfassers herausgegeben von Dr. K. Wirtz, Ordentl. Professor der Elektrotechnik an der Technischen Hochschule zu Darmstadt. Quart, 406 Seiten mit einem Bildnis des Verfassers, 355 Textfiguren und 4 lithographierten Tafeln. Verlag: Julius Springer, Berlin. 1917. Preis geb. M 20.

Das Buch ist ein ausführliches Lehrbuch der drahtlosen Telegraphie und berücksichtigt nicht nur die Theorie der elektrischen Wellen, sondern auch die Praxis der drahtlosen Telegraphie. Auf Grund eigener praktischer Erfahrungen ist der Bau und Betrieb drahtloser Stationen eingehend behandelt, und die neuesten Maschinen und Apparate sind an Hand von Abbildungen und schematischen Zeichnungen beschrieben, am eingehendsten natürlich die deutschen Systeme (Braun-Slaby-Arco, Tönende Löschfunken.). Bei der Erklärung der Hochfrequenzströme geht der Verfasser vom einfachen Wechselstromkreise aus, wodurch auch dem Nichtelektrotechniker die Vorgänge leicht verständlich werden. Das ganze Werk ist in eine Einleitung und 5 Hauptteile geteilt; in der Einleitung wird von den Resonanz-Erscheinungen angefangen, das Wesen der elektrischen Wellen und die Theorie behandelt. Im zweiten Teil die Einzelbestandteile der drahtlosen Station, im dritten Teil werden die verschiedenen Systeme der Sender und im vierten Teil die Empfänger beschrieben. Der fünfte Teil behandelt die Telephonie ohne Draht und der sechste Teil die Richtungstelegraphie. Sehr übersichtlich sind die gewählten Bezeichnungen und Abkürzungen. Sehr gut und klar sind die Abbildungen, und es ist sehr darauf geachtet worden, daß die Abbildungen sich dort befinden, wo im Text auf sie Bezug genommen ist. Auch Papier und Druck, wie überhaupt die Ausstattung des Werkes ist zu loben. Es ist im ganzen ein vorzügliches Buch, wahrscheinlich das beste, das bisher in deutscher Sprache herausgegeben ist, und vom Standpunkt des Luftfahrers ist nur zu bemängeln, daß die F. T.-Anlagen für Luftfahrzeuge nicht eingehender behandelt sind, wenigstens nicht die neueren deutschen Systeme. Aber dies ist wohl durch die Kriegslage bedingt und dürfte in der nächsten Ausgabe des Buches wahrscheinlich nachgeholt werden. Aus dem Inhalt: Resonanz, Schwingungen, Dämpfung, Kopplung, elektrische Wellen, Kondensatoren, Berechnung der wirksamen Kapazität, Selbstinduktionsspulen, Variometer, Kopplungsspulen, Wellenmesser, Luftleiter, die Erdung und das Gegengewicht, Vorrichtung zur Aufladung von Kondensatoren, Funkenstrecken, das alte Marconisystem, System Braun-Slaby-Arco, System der tönenden Löschfunken, Funkensysteme mit umlaufender Entladestrecke, Poulsensches Lichtbogensystem zur Erzeugung von ungedämpften Schwingungen, Vieltonsender, die Erzeugung von Hochfrequenzströmen mittels Maschinen, Gesichtspunkte für die Wahl des Sendeverfahrens, Theorie der Empfangsschaltungen zur Erzielung größerer Nutzleistungen, Theorie der Empfangsschaltungen unter Berücksichtigung der Sendeseite (radiotelegraphische Kraftübertragung), Theorie der Abstimmung zwischen der Sende- und Empfangsseite, Einflüsse im Raume zwischen Sender und Empfänger auf die Übertragung, die Wellenanzeiger, Maßnahmen zur Störbefreiung auf der Empfangsseite, Schaltungen für Mehrfachempfang, Schutz gegen das Abfangen von Nachrichten, Telephonie ohne Draht, Hauptarten der gerichteten Luftleiter, die gerichteten Empfänger, Richtungs- und Ortsbestimmung, Literaturverzeichnis, Sachverzeichnis, Namenverzeichnis. A. V.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — **Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4**, Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg) — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Ernennungen und Berufungen:

Zum Professor wurde der Dozent in der Abteilung für Schiffsmaschinenbau an der Technischen Hochschule Berlin-Charlottenburg, Direktor O. Krell von den Siemens-Schuckert-Werken, ernannt.

Der Privatdozent Dr. F. Pfeiffer, Halle, wurde als Nachfolger des außerordentlichen Professors der Mathematik, Dr. W. Vogt, nach Heidelberg berufen.

2. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Professor Dr. Fuchs, zurzeit Flieger, komm. zur Flugzeugmeisterei Berlin-Adlershof, Berlin-Halensee, Ringbahnstraße 7;

Dr. Richard Grammel, Privatdozent an der Technischen Hochschule Danzig, Langfuhr, Ferberweg 1;

Major Wagenführ (Inspektion der Fliegertruppen), Berlin W., Friedrich-Wilhelmstr. 18;

Gemäß § 6 erfolgte die Aufnahme als außerordentliches Mitglied der:

Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg, A.-G., Augsburg.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen, und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER, Ingen. b. d. Inspekt. d. Fliegertruppen, Charlottenburg
A. BAUMANN, Professor a. d. K. Technischen Hochschule Stuttgart
Prof. Dr. BERSON, Berlin-Lichterfelde
Dipl.-Ing. A. BETZ, Göttingen
H. BOYKOW, Fregatten-Leutnant a. D., Friedenau–Berlin
Dr. R. EMDEN, Prof. an der K. Universität München
Dr. E. EVERLING, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof
Geh. Hofrat Dr. S. FINSTERWALDER, Prof. a. d. K. Techn. Hochschule München
Dr.-Ing. FÖTTINGER, Prof. a. d. K. Techn. Hochschule Danzig
Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL, Lindenberg–Berlin
Dr.-Ing. W. HOFF, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof
Geh. Reg.-Rat E. JOSSE, Professor an der K. Technischen Hochschule Charlottenburg
Dr. N. JOUKOWSKY, Professor an der Universität und Technischen Hochschule Moskau
R. KNOLLER, Professor an der K. K. Techn. Hochschule Wien
Dipl.-Ing. MAX MUNK, Göttingen
Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL, Professor an der K. Technischen Hochschule Charlottenburg
Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER, Berlin
Dr.-Ing. H. REISSNER, Professor an der Technischen Hochschule Charlottenburg
F. ROMBERG, Professor an der Technischen Hochschule Charlottenburg
Ing. JOHN ROZENDAAL, Berlin – 's-Gravenhage
Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE, Professor an der Universität Göttingen
Dipl.-Ing. SCHAFFRAN, Vorst. der Schiffbau-Abt. der K. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau
Dr. W. SCHLINK, Professor an der Grossherzogl. Techn. Hochschule Braunschweig
Dipl.-Ing. SEPPELER, Berlin
FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN, Dipl.-Ing., Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER, Göttingen

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. | 24. Februar 1917. | Heft 3 u. 4.

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. **PRANDTL** und Dr.-Ing. F. **BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. **24. Februar 1917.** **Heft 3 und 4.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. *Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Pendelrahmen zur Prüfung von Flugmotoren.

Von Dr.-Ing. **Otto Theodor Steinitz.**

(Forts. aus Heft 1/2.)

Eine solche doppelte Messung hat jedoch, freilich aus ganz anderen Gründen und unter verschiedenen das Resultat trübenden Nebenumständen, bei der Durchführung des Wettbewerbes um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor stattgefunden. Die Einzelheiten der dabei angewandten Meßverfahren sind durch die Veröffentlichungen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt bereits bekannt. Hier sollen noch einmal kurz die Punkte zusammengestellt werden, welche für den vorliegenden Zweck in Betracht kommen.

Das Drehmoment des Motors wurde während des Hauptversuches durch Auswägen auf einem Pendelrahmen gemessen. Der Preisverteilung wurde dagegen dasjenige Drehmoment zugrunde gelegt, das für die Schraube bei der mittleren Tourenzahl des Hauptversuches durch einen besonderen Versuch unter elektrischem Antriebe bestimmt worden war. Bei dieser letzteren Messung war die Wirkung der Rauchgase ausgeschaltet, während dieselbe bei der Pendelrahmenmessung voll zur Wirkung kam. Es ist deshalb zu erwarten, daß die Resultate bei elektrischem Antriebe und bei Antrieb durch Benzinmotor um den Betrag differieren, der auf das Konto des Auspuffs zu schreiben ist. Getrübt wird diese Sachlage hauptsächlich durch drei Umstände:

1. Nach dem übereinstimmenden Urteil der sachverständigsten Propellerfabrikanten verhalten sich die Luftschrauben beim Antrieb durch einen gleichförmig laufenden Elektromotor günstiger als beim Antriebe durch einen Benzinmotor.

2. Zum Anschluß an den Elektromotor mußte die Schraube um ein mehr oder minder großes Stück vom Motor entfernt werden, wodurch die Bestimmung des vom Schraubenstrahle auf den Motor ausgeübten Drehmoments, das ja ebenfalls in die Rechnung eingeht, an Genauigkeit einbüßt.

3. Die Unempfindlichkeit des Pendelrahmens war erheblich, namentlich die Austarierung im Ruhezustande schloß Nullpunktsfehler von fast 1 mkg nicht aus.

Danach wird es verständlich, daß die Differenzen zwischen beiden Meßmethoden die zahlenmäßige Errechnung des Auspuffdruckes allgemein nicht zulassen. Von seiten der Versuchsanstalt sind die Versuchsresultate von 15 Motoren, welche den Hauptversuch bestanden haben, veröffentlicht worden. Die Drehmomente derselben liegen zwischen 28,8 und 57,1 mkg. Die Abweichungen von der Pendelrahmenmessung betragen 0 bis 6,6% und liegen in allen Fällen in der Richtung des vom Auspuff hervorgerufenen Drehmomentes, obgleich beide Drehsinne der Auspuffwirkung vorkommen. Dieser Umstand läßt vermuten, daß dem Auspuff der Löwenanteil an dieser Differenz zuzuschreiben ist. Bei der erheblichen Unempfindlichkeit des Pendelrahmens ist einiger Erfolg von der Nachrechnung nur in den Fällen zu erwarten, in denen die Differenz mehr als 1 mkg betrug. Das war bei 4 Motoren der Fall,

welche sämtlich von verschiedenen Firmen stammten und demgemäß abweichende Bauarten besaßen. In der untenstehenden Tabelle 1 sind die Motoren nach der Größe der Meßdifferenz geordnet aufgeführt und mit den Buchstaben A bis D bezeichnet. Die Spalte 1 gibt die Meßdifferenz in mkg an, die Spalte 2 zeigt dasjenige Drehmoment, daß der nach Gleichung (4) errechnete Auspuffdruck unter Berücksichtigung des jeweiligen Hebelarmes der Auspuffrichtung mit Bezug auf die Motorachse ergibt. In Spalte 3 ist dann als Differenz zwischen Spalte 1 und 2 diejenige Unstimmigkeit verzeichnet, welche nach Berücksichtigung der Auspuffreaktion in der von uns angegebenen überschlägigen Weise noch verbleibt.

Tabelle 1.

	1	2	3
A	3,3	2,5	0,8
B	2,5	3,1	0,6
C	2,2	2,5	0,3
D	1,4	2,0	0,6

Wir sehen, daß in allen vier Fällen die Unstimmigkeit so gering wird, daß sie sich zwanglos durch die obengenannten weiteren Fehlerquellen erklären läßt. Beim Motor A ergibt unsere Formel einen zu kleinen, bei den übrigen drei Motoren einen zu großen Wert. Die Größenordnung ist also zweifellos die richtige. Es sei dazu noch bemerkt, daß es keinen wesentlichen Unterschied macht, wenn man statt mit der Formel (4) mit der etwas genaueren Formel (3) rechnet.

Nach neueren Versuchen der Deutschen Versuchsanstalt soll das Drehmoment der Auspuffgase bei den größten vorkommenden Hebelarmen der Auspuffrichtung 6% des Motordrehmomentes betragen. Vergleichen wir damit unsere Formel: Der größte Hebelarm der gegenwärtigen deutschen Bauarten beträgt 0,6 m. Das ergibt ein Auspuffdrehmoment von $0,6 \cdot 0,054 = 0,0324$ mkg für 1 PS. Bei der üblichen Tourenzahl von ungefähr 1350 Umdr./Min. entspricht einer Pferdekraft ein Drehmoment von 0,53 mkg. Davon ist die obige Auspuffreaktion 6,1%. Die Übereinstimmung ist also eine sehr gute, und wir können, bis genauere Resultate bekannt sind, mit unserer Überschlagsformel rechnen.

Es besteht daher die Möglichkeit, den Fehler der Auspuffreaktion mit genügender Genauigkeit auf rechnerischem Wege zu eliminieren, so daß besondere konstruktive Maßnahmen für den Pendelrahmen nicht unbedingt notwendig werden. Immerhin ist es zur Erzielung noch größerer Genauigkeit sowie zur experimentellen Bestimmung des Auspuffdruckes selbst doch wünschenswert, die Pendelrahmenmessung auch so vornehmen zu können, daß das Auspuffdrehmoment nicht mitgemessen wird. Ein naheliegender Ausweg besteht darin, daß man die Auspuffgase durch einen Auspufftopf oder wenigstens ein vor der Auspufföffnung befindliches Schild auffängt bzw. parallel zur Drehachse ableitet. Dieser Ausweg darf jedoch nicht gewählt werden, wenn nicht besondere Vorkehrungen für den Nachweis getroffen sind, daß hierdurch der Arbeitsvorgang im Motor nicht beeinflußt wird. Es kann dieses leicht, z. B. infolge Erhöhung des Ausschubwiderstandes der Fall sein, und es empfiehlt sich nicht, solche Komplikationen in das Prüfungsverfahren hineinzubringen. Ein anderer Ausweg besteht darin, daß man das Drehmoment zweimal mißt, wobei der Auspuff jedesmal bezüglich der Drehachse einen anderen Hebelarm hat. Diese Lösung ist fehlerfrei. Sie ergibt mit Bezug auf den Pendelrahmen den Wunsch:

Der Pendelrahmen soll die Messung des Drehmomentes so gestatten, daß eine Veränderung des Hebelarmes der Auspuffrichtung mit Bezug auf die Pendelachse möglich ist.

Noch bedeutender als die oben errechneten Fehlerquellen ist oft diejenige, welche bei Verwendung von Luftschrauben infolge der drehenden Bewegung des Luftstromes auftritt. Würde sich die umgebende Luft zur Luftschraube wie eine geradlinig geführte Mutter aus festem Material zu ihrer Schraubenspindel verhalten, so wäre eine solche Drehbewegung nicht vorhanden, und man könnte aus der Steigung der Schraube die Geschwindigkeit des Windstromes einfach errechnen. Würde sich dagegen die Luft zur Schraube wie eine nichtgeführte Mutter aus festem Material verhalten, so würde eine fortschreitende Bewegung überhaupt nicht stattfinden, sondern lediglich eine rotierende. Falls äußere Widerstände vorhanden wären, würde das Verhalten ein mittleres sein, die Luftmutter würde teilweise von der Rotation mitgenommen werden, teilweise in der Rotation gegen die Schraube zurückbleiben und infolgedessen vorwärtsgleiten. Dieser letztere Fall entspricht dem wirklichen Verhalten der Luft, wenn man noch hinzufügt, daß auch das Vorwärtsgleiten infolge der Relativbewegung von Luft und Schraube nicht so zwangsläufig wie bei einem festen System erfolgt, sondern die Vorwärtsgeschwindigkeit um den sog. Schlupf geringer ausfällt.

Die Berechnung dieser Verhältnisse ist an dieser Stelle nicht erforderlich. Für uns ist nur wichtig, aus der obigen Betrachtung das Nachstehende zu folgern:

Die Drehgeschwindigkeit der Luft ist stets geringer als die Drehgeschwindigkeit der Luftschraube und hat denselben Drehsinn wie dieselbe.

Es ist anzunehmen, daß auch der angesaugte Luftstrom einen drehenden Impuls erhält, doch ist derselbe offenbar viel geringer und namentlich auch in Anbetracht dessen, daß die Geschwindigkeiten im angesaugten Luftstrom überhaupt sehr gering sind, kaum wahrnehmbar. Durch Versuche ist im Ansaugeluftstrom bisher noch keine erhebliche Drehbewegung nachgewiesen worden. Die folgenden Betrachtungen beziehen sich daher nur auf Zugschrauben, d. h. auf solche, welche den Wind auf den Motor zuwerfen, wie dies praktisch meist der Fall ist.

Die Wirkung der drehenden Richtung des Luftstrahles besteht darin, daß der Luftstrahl den Motor in seinem Drehsinne mitzudrehen sucht. Diese Wirkung wollen wir den Seitenwiderstand des Motors nennen. Der Seitenwiderstand ist dabei wegen der etwas ungleichen Verteilung der Widerstandsfläche oberhalb und unterhalb der Schraubenachse kein reines Drehmoment, sondern ergibt noch eine seitliche Einzelkraft, welche wieder die Messung verfälschen würde, wenn eine solche Einzelkraft mit Bezug auf die Pendelrahmenachse ein Drehmoment ergibt (vgl. S. 11). Da nun, wie wir oben gesehen haben, die Richtung der Drehbewegung des Windstromes dieselbe ist, wie die Drehrichtung der Schraube, so sucht derselbe auch den Motor in der Richtung der Schraubendrehung mitzunehmen. Das der Messung zugrunde liegende Reaktionsmoment ist dagegen der Drehung der Schraube entgegengesetzt. Das Drehmoment des Seitenwiderstandes wirkt also dem zu messenden Reaktionsmoment entgegen oder anders ausgedrückt: das wirklich am Pendelrahmen gemessene Reaktionsmoment erscheint um das Moment des Seitenwiderstandes zu klein. Es sei darauf hingewiesen, daß Professor Baumann versehentlich erwähnt, daß »die zur Achse senkrechte Komponente des Schraubenwindes« das am Pendelrahmen gemessene Drehmoment zu groß erscheinen läßt (vgl. Motorwagen, März 1913).

Tabelle 2.

Motor	Nutzbares Drehmoment mkg	Seitenwiderstand	
		mkg	%
a	51,1	5,1	10,0
b	57,2	4,8	8,4
c	54,3	4,2	7,7
d_1	39,1	4,1	10,5
d_2	52,5	4,9	9,3
d_3	52,9	4,0	7,6
e	23,5	2,6	11,1
f_1	52,0	5,7	11,0
f_2	28,5	4,3	15,1
g_1	36,8	4,7	12,8
g_2	36,5	4,9	13,4
g_3	51,8	8,1	15,6
h_1	56,0	7,5	13,4
h_2	30,85	2,4	7,8
h_3	46,6	5,6	12,0
i	49,8	4,8	9,6

Über die Größe des Seitenwiderstandes gibt die Tabelle 2 für einige Spezialfälle Auskunft. Sie zeigt, daß derselbe so bedeutend ist, daß seine Bestimmung als Ergänzung der Hauptmessung am Pendelrahmen unbedingt erforderlich ist. Ein Bedenken gegen die Verwendung des Pendelrahmens überhaupt folgt jedoch daraus nicht, da der Bestimmung des Seitenwiderstandes durch eine Zusatzmessung mittels desselben Pendelrahmens keinerlei Schwierigkeiten im Wege stehen.

Bei der Verwendung von Windflügeln an Stelle der Luftschraube tritt jedoch kein wesentlicher Seitenwiderstand auf, was daraus hervorgeht, daß die Meßresultate mit den Resultaten, welche auf festem Versuchsstande bei elektrischer oder hydraulischer Bremsung gewonnen werden, gut übereinstimmen. So ergab sich im Laboratorium des Luftschiffbau Zeppelin bei den meisten Tourenzahlen volle Übereinstimmung zwischen Pendelrahmen und elektrischem Prüfstande. Die größte Differenz betrug nur 1,4% (vgl. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1911). Die Prüfung mit Windflügeln bietet daher immer ein bequemes Mittel, das Drehmoment des Seitenwiderstandes auszuschalten. Will man also während des langdauernden Hauptversuches nicht auf die natürliche Kühlung verzichten, so kann man durch einen kürzeren Nebenversuch mit Windflügeln den Seitenwiderstand ausschalten und damit die Differenz zwischen beiden Versuchen ermitteln, welche gleich dem Drehmoment des Seitenwiderstandes ist. Dieses Verfahren dürfte bequemer und zuverlässiger sein, als die Bestimmung des Seitenwiderstandes durch einen unabhängig vom Motor erzeugten Schraubenstrahl. Diese letztere Methode ist ausführlich beschrieben in den Veröffentlichungen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. Ihre Nachteile sind sowohl meßtheoretische als auch konstruktive.

Die meßtheoretischen Nachteile sind bereits S. 17 teilweise beschrieben worden. Die führenden Berliner Propellerfirmen schätzen den Unterschied zwischen den Leistungen bei Antrieb der Schraube durch Benzinmotor und Elektromotor auf bis zu 10%. Man wird des weiteren auch annehmen müssen, daß die Bewegungen des Motors selbst, insbesondere seine Erschütterungen, und der Ansauge- und Auspuffluftstrom einen gewissen Einfluß auf den Luftstrahl ausüben können. Es ist aber kaum möglich, den Flugmotor während des betrachteten Nebenversuches, bei dem er ja unbelastet ist, in derselben Weise in Gang zu halten, wie beim Hauptversuch.

Die konstruktiven Schwierigkeiten liegen darin, daß man die Schraube bei möglichst geringer Verschiebung auch auf der dem Motor entgegengesetzten Seite an eine Welle anschließen muß. Es darf dabei ihre Auswuchtung auch dann nicht leiden, wenn die Ummontage in kurzer Zeit bewirkt wird. Diese Schwierigkeit ist nicht unüberwindlich. Die Lösung besteht in der Anbringung einer sog. Anschlußnabe, die an jede Propellernabe befestigt werden kann und die die Verbindung zwischen dem Propeller und der anschließenden Welle vermittelt. Die Konstruktion des Verfassers ist seinerzeit den beteiligten Firmen vorgeschlagen und von allen angenommen worden. Wesentliche Schwierigkeiten hat sie im Betriebe nicht ergeben; die Ummontage erforderte höchstens ½ Stunde. Auch die übrigen konstruktiven Komplikationen, welche diese Anordnung mit sich bringt, wie z. B. die hohe Lagerung des Elektromotors, die Versperrung des Raumes vor der Luftschraube usw. führen zwar zu keinen Unmöglichkeiten, verteuern aber die gesamte Anlage ganz bedeutend. Die Ausführung des Nebenversuches mit Windflügeln ist daher bei weitem empfehlenswerter, wenn man sich nicht entschließt, den Hauptversuch selbst schon mit Windflügeln auszuführen.

Die vorstehenden Ausführungen über den Seitenwiderstand beziehen sich hauptsächlich auf feststehende Motoren. Bei den Rotationsmotoren liegen die Verhältnisse ganz besonders eigenartig. Bei diesen tritt der Seitenwiderstand hauptsächlich in Form des sog. Ventilationswiderstandes der Zylinder auf. Derselbe ist ebenso abhängig von der Drehzahl, wie der Widerstand der Luftschraube oder der Windflügel und kann von diesem beim Betriebe überhaupt nicht getrennt werden. Mit Recht hat schon Professor Bendemann darauf hingewiesen, daß es ja denkbar wäre, daß ein Motor so innig mit der Luftschraube verwachsen sei, indem z. B. Organe des Motors im Fleisch der Schraube säßen, daß man überhaupt nicht angeben könne, welches Drehmoment der Widerstand der Schraube und welches der Widerstand des Motors wäre. Solche Konstruktionen sind allerdings nur ein Produkt der Phantasie. In Wirklichkeit kann bei jedem Rotationsmotor die Schraube sehr wohl vom Motor getrennt werden, und wenn man das nutzbare Drehmoment von feststehenden Motoren mit dem von Rotationsmotoren überhaupt vergleichen will, so wird man diese Trennung bei der Messung auch unbedingt durchführen müssen; denn das Drehmoment des Ventilationswiderstandes ist zweifellos kein nutzbares.

Es mag hier eingeschaltet werden, daß der Fehler, den man bei Vernachlässigung des Ventilationsdrehmomentes begehen würde, ein bedeutender ist. Beträgt doch der Ventilationswiderstand je nach Bauart der Motoren bis über 10% der gesamten Leistung.

Besonders schwierig wird die getrennte Bestimmung dieser beiden Drehmomente dadurch, daß jedes von ihnen zweifellos durch das gleichzeitige Vorhandensein des anderen beeinflußt wird. Wenn man z. B. den Rotationsmotor elektrisch belastet, so wird der Ventilationswiderstand ein anderer werden, als bei der Belastung durch eine Luftschraube. Auch hier ist die Belastung durch Windflügel günstiger. Bei ihr tritt diese Differenz nicht auf, da, wie wir schon oben bei den feststehenden Motoren gesehen haben, die von Windflügeln verursachte Luftbewegung keine wesentliche Fortsetzung nach dem Motor zu findet. Immerhin tritt bei Rotationsmotoren die Notwendigkeit eines weiteren Nebenversuches auf. Bei diesem weiteren Versuch ist das Drehmoment der Zylinder allein festzustellen, wobei jedoch die Luftschraube, von einem besonderen Antriebe betätigt, mitlaufen muß, um dieselben Strömungsverhältnisse wie beim Hauptversuch zu erzeugen. Man erhält dadurch das Zylinderdrehmoment allein und kann unter Abzug desselben im übrigen genau so verfahren wie bei feststehenden Motoren.

Es sind dann also folgende Versuche auszuführen:

1. Hauptversuch. Motor mit Luftschraube belastet. Gemessenes Drehmoment M_1.
2. Erster Nebenversuch. Motor und Luftschraube gesondert angetrieben. Gemessenes Motordrehmoment M_2.
3. Zweiter Nebenversuch. Motor mit Windflügeln belastet. Gemessenes Drehmoment M_3.

Die Versuche 2 und 3 können bei etwas vom Hauptversuche abweichenden Tourenzahlen vorgenommen und dann auf die Tourenzahl des Hauptversuches umgerechnet werden, da für diese reinen Rotationsbewegungen das quadratische Gesetz mit sehr großer Annäherung gilt.

Es berechnet sich dann der Seitenwiderstand zu $M_3 - M_1$ und das nutzbare Drehmoment zu $M_3 - M_2$. Verzichtet man auf die Kühlung durch den Schraubenwind, was bei Rotationsmotoren die natürliche Kühlung nicht wesentlich beeinträchtigt (die Geschwindigkeit des Schraubenwindes beträgt 15 bis 40 m/sec, die Rotationsgeschwindigkeit der Zylinder beträgt 50 bis 100 m/sec), so kann man den ersten Versuch fortlassen und den dritten Versuch als Hauptversuch durchführen. Man kommt dann mit einem einzigen Nebenversuch aus. Die Drehmomentsmessung an Rotationsmotoren und der Vergleich derselben mit feststehenden Motoren ist also mit dem Pendelrahmen einwandfrei durchzuführen, wenn nur die Forderung erfüllt wird:

Der Pendelrahmen muß zur Aufnahme einer Antriebsmaschine eingerichtet sein, welche gestattet, die Zylinder des Versuchsrotationsmotors anzutreiben, wobei die zugehörige Luftschraube von außen besonders betätigt wird.

Derartige Einrichtungen sind in der Deutschen Versuchsanstalt mit Erfolg ausgeführt worden.

Ähnliche Wirkungen wie auf den Motor selbst übt der Luftstrom auch auf die den Motor tragenden Stützen und ev. auch noch auf andere Teile des Pendelrahmens aus. Auch diese Wirkungen werden durch die oben beschriebenen Verfahren gleichzeitig für die Messung unschädlich gemacht, ja

sie treten gar nicht gesondert vom Seitenwiderstand des Motors in Erscheinung. Im übrigen ist ihr Betrag nicht sehr erheblich, wenn die bereits oben aus anderen Gründen statuierte Forderung erfüllt ist, daß der Pendelrahmen den freien Luftzug nicht behindert.

Eine weitere Fehlerquelle können Kräfte bilden, die durch das Bedienungsgestänge absichtlich, also in betrügerischer Weise, oder aber auch unabsichtlich auf den Motor übertragen werden. Die Bedienung des Flugmotors beschränkt sich meist auf Verstellung der Drosselklappe des Vergasers und der Zündung. Es wird sich stets durch einfache Mittel, etwa kleine Winkelhebel oder Baudenzüge, erreichen lassen, daß der zur Betätigung dieser Organe notwendige Zug in einer Richtung ausgeübt wird, welche keinen Hebelarm ergibt. Einzelkräfte durch die Motorachse werden aus der Messung aber schon durch die auf S. 12 formulierte Forderung ausgeschaltet. Eine besondere Eigenart des Pendelrahmens erfordern also die Bedienungskräfte nicht, sondern lediglich eine geeignete Vorschrift für die Montage des Bedienungsgestänges.

Weitere Kräfte werden beim Motorbetrieb durch die Zuleitungen der Betriebsstoffe erzeugt. Die Masse des zugeführten Benzins beträgt höchstens $^1/_{10}$ der verwendeten Luftmasse, die des Öles sogar höchstens $^1/_{50}$. Da dazu kommt, daß auch die Geschwindigkeiten in der Betriebsstoffzuleitung erheblich niedriger als die Geschwindigkeiten des Auspuffs sind, so ergibt sich, daß der Massenstoß vernachlässigt werden kann. Dasselbe gilt auch für die angesaugte Luft, deren Geschwindigkeit erheblich niedriger als die der ausgestoßenen ist, und deren Richtung zudem bei den meisten Bauarten in die Richtung der Motorachse fällt. Ähnlich ist es mit der Kühlwasserzu- und -ableitung bei Anwendung künstlicher Kühlung.

Ein 100 PS-Motor, der 300 WE/PS-Std. an das Kühlwasser abführt und dasselbe dabei um 5° erwärmt, gebraucht 100 l Wasser/Min. oder 1,67 l/sec. Bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 1 m/sec ergibt sich ein Druck von $\frac{1,67}{9,81} = 0,17$ kg. An einem erheblichen Hebelarm angreifend, könnte dieser Druck einen Fehler von bis zu 1% hervorrufen. Liegen dagegen die Zu- und Ableitungen des Kühlwassers dicht beieinander (so daß die Mitten eine Entfernung von höchstens 100 mm haben), und sind die Strömungsgeschwindigkeiten annähernd dieselben, die Strömungsrichtungen entgegengesetzt, so beträgt der Fehler höchstens 0,02 mkg, was selbst bei einem verhältnismäßig schnell laufenden Flugmotor ($Md = 40$ mkg bei 100 PS) nur einen Fehler von 0,05% ausmacht, ein Fehler, der unbedenklich vernachlässigt werden darf.

Anders verhält es sich mit den statischen Drücken in den Betriebsstoffzuleitungen. Diese können einen erheblichen Betrag erlangen, der von der Höhe der freien Flüssigkeitsspiegel bzw. von dem Drucke abhängt, unter dem die Flüssigkeiten dem Motor zugeführt werden. Namentlich in der Wasserleitung, deren Querschnitt eine ganze Anzahl von qcm beträgt, kann der Druck auf mehrere kg steigen, wobei noch hinzukommt, daß die Drücke in der Zu- und Ableitung sich nicht aufheben sondern addieren. Es ist jedoch möglich, die Größe dieser statischen Drücke durch Messung der Flüssigkeitsspiegel und des Hebelarmes einwandfrei zu bestimmen und so für die Pendelrahmenmessung unschädlich zu machen, wenn man nicht wieder vorzieht, durch geeignete Richtung des Druckes den Hebelarm und damit auch das Drehmoment des Flüssigkeitsdruckes völlig zum Verschwinden zu bringen. Als sehr zweckmäßig erscheint es, die Enden der betreffenden Leitungen am Pendelrahmen ein- für allemal fest zu verlegen, weil man dann die Richtung der erörterten Kraftwirkungen stets genau kennt. Die Verbindung zwischen diesen festgelegten Enden und dem Motor kann jedem Motor besonders angepaßt werden. Diese übt keinerlei Einfluß auf die Messung aus. Die freien Enden dieser Leitungen dürfen natürlich nicht starr mit festverlegten Leitungen verbunden sein, da sonst die pendelnde Bewegung des ganzen Systems gesperrt wäre. Vielmehr ist die Verbindung durch Überlaufkästen oder durch elastische Rohre, Schläuche o. dgl. zu bewirken. Es sei erwähnt, daß Überläufe wegen ihrer freien Wasserspiegel für die Ölleitungen wegen der Gefahr der Verunreinigung, für die Wasserleitungen wegen der Beeinträchtigung der Messung durch Verdunsten, für die Benzinleitungen wegen beider Umstände und außerdem noch wegen der Feuersgefahr nicht zweckmäßig sind. Glaubt man sie für die Festlegung der statischen Druckhöhe nicht entbehren zu können, so soll man sie in einiger Entfernung vom Motor im festverlegten Teile der Leitung anbringen.

Die elastischen Verbindungen müssen so nachgiebig sein, daß sie bei der Auspendelung des Pendelrahmens aus seiner Mittellage keinen zu großen Rückdruck ergeben. Ein geringer Rückdruck ist nicht schädlich, sondern wirkt wie eine leichte Dämpfung; in der Mittellage müssen die Verbindungen natürlich völlig spannungsfrei sein. Durch genügend lange und weiche Schläuche lassen sich diese Bedingungen erfüllen.

Für die Benzin- und Ölleitungen kommen die obigen Rücksichten natürlich ganz in Wegfall, wenn Benzin- und Ölbehälter als zum Motor gehörig betrachtet und mit diesem auf den Pendelrahmen befestigt werden. Dasselbe gilt für die Wasserleitungen, wenn man auf jede künstliche Kühlung verzichtet. Die im nachfolgenden noch einmal zusammengefaßten Konstruktionsbedingungen gelten daher nur für den Eventualfall, daß überhaupt festverlegte Leistungen nach dem pendelnden System geführt werden müssen:

Der Pendelrahmen hat feste Rohranschlüsse für Benzin, Öl und Kühlwasser zu tragen.

Die beiden Anschlüsse für Kühlzu- und -abwasser sollen möglichst dicht beieinander liegen.

Die Richtungen aller Leitungen sollen mit Bezug auf die Motorachse keinen oder einen genau bekannten Hebelarm ergeben.

Die Verbindungen dieser Anschlußrohre mit den festverlegten Leitungen sollen elastisch und sehr nachgiebig sein.

Etwa notwendige Überläufe sind im festverlegten Teile der Leitung anzubringen.

3. Fehlerquellen des Pendelrahmens.

Nachdem wir im vorigen Abschnitte die Beeinflussung des Meßresultates durch verschiedene vom Betriebe des Motors abhängige Umstände und die sich aus ihr ergebenden Konstruktionsbedingungen kennen gelernt haben, gehen wir jetzt dazu über, die Fehler zu betrachten, die durch Mängel des Pendelrahmens selbst entstehen können.

Der Pendelrahmen ist, wie schon in der Einleitung bemerkt, eine Drehmomentswage und hat als solche alle Konstruktionsbedingungen einer Wage zu erfüllen. Dazu gehört in erster Reihe die Starrheit der Wagebalken. Die Konstruktionsteile, welche die zu messenden Kräfte aufnehmen und an das messende Organ fortleiten, dürfen unter der Einwirkung der größten Kräfte, für welche der Pendelrahmen entworfen wird, keine Deformation erleiden, welche die Genauigkeit der der Rechnung zugrunde gelegten Hebelarme beeinträchtigt. Es genügt also nicht, daß die Festigkeit groß genug ist, um einen Bruch zu verhüten, sondern auch erhebliche elastische Durchbiegungen müssen verhindert werden. Diese Forderung scheint der Forderung der elastischen Lagerung (vgl. S. 9) zu widersprechen. Die Lösung ergibt sich durch eine grundsätzliche Trennung der den Motor unmittelbar tragenden Holme, welche die erforderliche Elastizität besitzen müssen, und der übrigen Pendelrahmenkonstruktion, die eine erhebliche Starrheit haben muß. Für die Stützen und Fundamente gilt natürlich dasselbe wie für die Wagebalken. Mit Rücksicht auf die Tendenz in der Flugtechnik, immer stärkere Motoren und immer geringere Tourenzahlen anzuwenden, wird man eine größte Motorstärke von 300 PS und eine Tourenzahl von 800 pro Min. der Berechnung zugrunde legen. Diese Zahlen ergeben ein zu messendes Drehmoment von 260 mkg.

Die Stützen und Wagebalken des Pendelrahmens dürfen bei einer Beanspruchung durch ein Drehmoment von 260 mkg keine erhebliche elastische Formänderung erleiden.

Ist diese Forderung erfüllt, so wird auch die Motorleistung nicht durch Hin- und Herarbeiten des Pendelrahmens beeinflußt werden. Wegen der elastischen Hysteresis wird

auch bei vollkommen elastischen Formänderungen nicht der ganze Arbeitsbetrag, der zu elastischen Schwingungen aufgewendet wird, zurückgewonnen, sondern ein Motor, der Erschütterungen seines Fundaments verursacht, hat scheinbar eine kleinere Leistung. Sofern diese Schädigung der Nutzleistung durch die elastischen Holme verursacht wird, entspricht sie dem Verhalten im Flugzeuge, bildet also keinen Fehler des Verfahrens.

Zur Festigkeit des Pendelrahmens gehört es auch, daß alle Verbindungen so gut gesichert sind, daß eine Verlagerung von Konstruktionsteilen auch während eines vielstündigen Motorbetriebes nicht stattfinden kann. Andernfalls würde sich die anfangs vorgenommene Austarierung der Wage während des Versuches in unkontrollierbarer Weise verändern. Diese Bedingung ist ganz selbstverständlich. Es wird nur deshalb besonders auf sie hingewiesen, weil in dieser Beziehung Verstöße leicht vorkommen.

Fehler in der Tarierung können auch dadurch entstehen, daß im Motor selbst eine Änderung der Gewichtsverteilung eintritt. Fig. 9 zeigt beispielsweise einen Motor mit unsymmetrischem Ölbehälter. Nach Verbrauch eines Teiles des Öls ist der Schwerpunkt des Motors aus seiner früheren Lage seitlich fortgerückt. War die Wage mit dem Motor vorher austariert, so stimmt die Tarierung jetzt um das Drehmoment, das das verbrauchte Ölgewicht vorher ergab, nicht mehr. Solche Verlagerungen kommen bei den Flugmotoren in der Regel nicht vor. Sie sind aber immerhin möglich und können ev. absichtlich zum Zwecke der Täuschung vorgesehen werden. Diese Fehlerquelle wird einfach dadurch ausgeschaltet, daß man die Tarierung nach dem Versuche wiederholt. Durch diese Wiederholung erlangt man auch Gewißheit darüber, daß die obenerwähnten unzulässigen Verschiebungen am Pendelrahmen nicht stattgefunden haben.

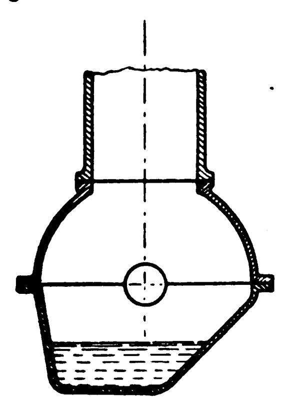


Fig. 9.

Sehr wichtig für die Brauchbarkeit einer Wage ist eine richtig bemessene Empfindlichkeit, sofern man unter derselben die Größe des Ausschlages der Meßvorrichtungen für eine bestimmte Belastungsänderung versteht. Die Empfindlichkeit kann durch geeignete Übersetzungen hydraulischer und mechanischer Art, welche in die Meßinstrumente eingeschaltet werden, erreicht werden. Anders steht es mit der Unempfindlichkeit, welche den Betrag angibt, unter dem ein Ausschlag überhaupt nicht erfolgt. Diese Unempfindlichkeit rührt in der Hauptsache von den beim Ausschlag auftretenden Reibungswiderständen her. Letztere sind beim Betriebe wegen der vom Flugmotor verursachten Erschütterungen erheblich geringer als im Ruhezustand, weshalb die Unempfindlichkeit im Ruhezustand kein Maß für die Brauchbarkeit des Pendelrahmens abgibt. Die äußerste Beschränkung der Reibungswiderstände erscheint daher bei dieser Art Wagen nicht so sehr notwendig wie bei anderen, weshalb man zugunsten einer absolut sicheren Führung der Gelenke eine gewisse Gelenkreibung in Kauf nehmen kann. Trotzdem hat es sich gezeigt, daß die Schneidenlagerung der Lagerung auf Kugelgelenken erheblich vorzuziehen ist. Allerdings muß die Anlage der Schneiden durch hohen Betriebsdruck auch bei starken Erschütterungen gesichert sein.

Der genauen Nachrechnung der Reibungswiderstände steht die Schwierigkeit im Wege, die Beeinflussung der Reibung durch die Erschütterungen des Betriebes richtig abzuschätzen. Wenn man, wie es z. B. auch in dem meisten Lehrbüchern heißt, sagt, daß die Reibungen durch Erschütterungen aufgehoben werden, so ist dieses in dieser allgemeinen Form zweifellos falsch. Vielmehr hängt es von der Stärke und der Frequenz der Erschütterungen, sowie von dem die Reibung erzeugenden Druck und dem Reibungskoeffizienten ab, um welchen Bruchteil der Reibungswiderstand vermindert wird. Man wird annehmen können, daß die Reibung den Ausschlag der Wage dann nicht mehr dauernd verhindert, wenn infolge eines mittelgroßen Betriebsstoßes zeitweilig der Druck zwischen den reibenden Flächen aufgehoben wird. Findet jedoch nur eine Verminderung dieses Druckes statt, beispielsweise von P_1 auf P_2, so bleibt eine Unempfindlichkeit übrig, die von der Unempfindlichkeit der Ruhe einen Teilbetrag, der dem Verhältnis $P_2 : P_1$ entspricht, ausmacht. Da die Kraft und Richtung der Stöße nach den Erörterungen im Abschnitt I. A. 2 bestimmt werden können, die ruhenden Drücke und Reibungskoeffizienten für die Ruhelage aber ebenso wie bei jeder anderen Maschinenkonstruktion für jeden Spezialfall mehr oder minder einfach zu ermitteln sind, so ist damit die Grundlage gegeben, auf der der Reibungswiderstand eines Pendelrahmens errechnet werden kann. Nach dem heutigen Stande der Technik ist eine Unempfindlichkeit von $1/3$% noch durchaus zulässig, und da Drehmomente von unter 15 mkg bei Flugmotoren nicht vorkommen, so darf die Unempfindlichkeit bei der geringsten vorkommenden Belastung noch 0,05 mkg betragen. Nimmt man an, daß das Verhältnis $P_2 : P_1$ für die Gelenke im Durchschnitt 1 : 10 beträgt, welcher Bruch nach den Erfahrungen der Praxis keineswegs zu klein gegriffen, aber natürlich von der betreffenden konstruktiven Anordnung abhängig ist, so ergibt sich für den Ruhezustand die Zulässigkeit einer Unempfindlichkeit von $1/2$ mkg oder ca. 3% der Belastung.

Diese Unempfindlichkeit ist jedoch dann zu groß, wenn auch der Ausschlag der Wage im betrieblosen Zustande einen Einfluß auf die Messung hat, d. h. wenn die Tarierung der Wage bei stillstehendem Motor stattfindet. Es könnten dann Nullpunktfehler bis zu 3% entstehen. Dieser Übelstand kann auf zwei Arten beseitigt werden: Entweder verlangt man, daß die Reibungswiderstände so gering sind, daß auch ohne die Erschütterungen eine genügende Empfindlichkeit vorhanden ist, oder man ruft zum Zwecke der Austarierung die Erschütterungen künstlich hervor. Die erste Forderung erscheint nicht angebracht mit Rücksicht darauf, daß der Betriebszustand eine robustere Ausbildung der Lager wünschenswert erscheinen läßt. Es entspricht vielmehr besser dem besonderen Wesen dieser Prüfungsmaschine, wenn man auch die Tarierung im Erschütterungszustande vornimmt. Dieser kann leicht durch eine geeignete Rüttelvorrichtung erzeugt werden. Der Vorteil, den man dadurch erlangt, daß man dann in der Ausbildung der Lager nicht ganz so ängstlich auf die Reibungswiderstände Rücksicht zu nehmen hat, ist so bedeutend, daß diese kleine Komplikation gerechtfertigt erscheint.

Man kann diese jedoch sogar entbehren, wenn die Prüfung des Motors auf mehreren, namentlich auch niedrigen Tourenzahlen stattfindet. Da der Luftwiderstand sowohl von Windflügeln als auch von Luftschrauben mit sehr guter Annäherung einer Potenz der Tourenzahl proportional ist, deren Wert sehr dicht an 2 liegt, ergibt die Auftragung der Drehmomente als Funktionen der Quadrate der Tourenzahl (vgl. Fig. 10), eine fast gerade Linie, deren Durchgang durch die Ordinatenachse den Nullpunkt und die Lage der Abszissenachse bestimmt. Diese Linie ist annähernd schon durch 2, genau genug jedenfalls durch wenige Messungen bestimmbar. Eine besondere Komplikation des Prüfungsverfahrens liegt in diesem Vorgehen nicht, weil die Prüfung bei gedrosseltem Motor ohnehin meist zum Programm gehört.

Zusammenfassend verlangen wir also bezüglich der Tarierung und Unempfindlichkeit:

Alle Verbindungen des Pendelrahmens müssen so fest sein, daß Verlagerungen während des Betriebes ausgeschlossen sind.

Die Unempfindlichkeit im Betriebszustande soll $1/3$% nicht übersteigen.



Falls die Prüfung nicht bei verschiedenen Tourenzahlen stattfinden soll, ist eine geeignete Rüttelvorrichtung anzubringen.

Von der Unempfindlichkeit, welche einen Ausschlag überhaupt verhindert, ist die Dämpfung zu unterscheiden, die den Ausschlag nur zeitlich verzögert. Ein überempfindlicher Pendelrahmen, welcher jede kleinste Schwankung des Drehmoments auch schon während der Dauer einer Umdrehung auf die Meßinstrumente übertragen würde, wäre unzweckmäßig. Eine genaue Ablesung wäre weder durch eine Zeigervorrichtung möglich, weil das Auge der Zeigerbewegung nicht schnell genug folgen könnte, noch durch eine registrierende Vorrichtung, weil die Schreibfeder eine breite Zone bestreichen würde. Die Erschütterungen würden auch die Meßgeräte schnell ruinieren. Es ist deshalb notwendig, die Anzeige der Belastungsänderung so zu verzögern, daß nur dauernde Änderungen des mittleren Drehmomentes angezeigt werden.

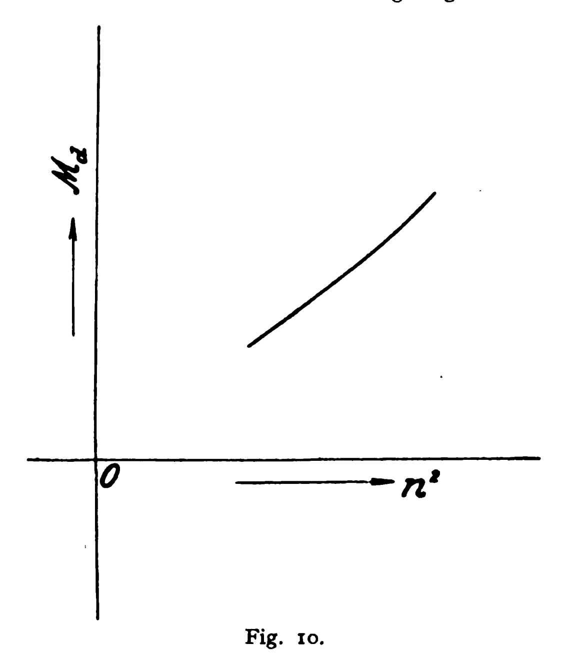


Fig. 10.

Eine gewisse Dämpfung liegt bereits in dem Reibungswiderstande des Systems. Aber diese Art der Dämpfung beeinträchtigt gleichzeitig die Empfindlichkeit. Dagegen ist die Dämpfung durch die Trägheit nur nützlich und sollte daher möglichst groß sein. Reichen diese Momente noch nicht aus, so werden besondere Dämpfungsorgane vorzusehen sein. Solche Dämpfungen sollen bei plötzlich auftretenden Beanspruchungen eine starke Gegenkraft geben; für den Fall, daß diese Beanspruchungen jedoch fortdauern, muß diese Gegenkraft verschwinden. Das übliche Mittel, eine solche Dämpfung hervorzubringen, ist ein Flüssigkeitskatarakt. Die geeignete Dimensionierung desselben ergibt sich aus der Größe der zu erwartenden plötzlichen Druckschwankungen und aus der Zeit, um die man die Anzeige verzögern will. Für den vorliegenden Zweck erscheint eine Verzögerung um ca. 1 Sek. für die Belastungsschwankungen von 3% angebracht.

Es muß jedoch ganz besonders nachdrücklich darauf hingewiesen werden, daß diese Öldämpfung auf keinen Fall die S. 9 geforderte Elastizität der Motorlagerung behindern darf. Würde man die Schwankungen des Motors von einer solchen Dämpfungsvorrichtung aufnehmen lassen, so käme dieses einer starren Lagerung nahe, da ja die Dämpfung im ersten Augenblick der Bewegung einen sehr großen Widerstand entgegenbringt. Die Dämpfung soll daher nur die massive Rahmenkonstruktion beeinflussen.

Ferner ist darauf zu achten, daß zwischen der Dämpfung und den zu dämpfenden beweglichen Konstruktionsteilen keine Verbindungsglieder von erheblicher Elastizität eingeschaltet sein dürfen. Andernfalls würde die Formänderung dieser Verbindungsglieder die Beweglichkeit auch bei starker Dämpfung freigeben und die Wirkung derselben wäre vereitelt.

Bei Verwendung besonders empfindlicher Meßinstrumente wird es sich empfehlen, diese selbst außerdem in geeigneter Weise zu dämpfen; diese Vorsicht wird in der Regel schon an den Instrumenten berücksichtigt sein.

Bezüglich der Dämpfung gilt also:

Das Trägheitsmoment des pendelnden Systems mit Bezug auf die Pendelachse soll möglichst groß sein.

Die steifen, nicht etwa auch die elastischen, beweglichen Konstruktionsteile des Pendelrahmens sind durch starre Verbindungen an eine wirksame Flüssigkeitsdämpfung anzuschließen.

Zur Kontrolle der aus den Hebellängen errechneten Übersetzung ist ebenso wie bei jeder anderen Wage eine Eichung bei verschiedenen Belastungen wünschenswert. Da das zu messende Objekt nicht eine Kraft, sondern ein Kräftepaar ist, so darf die Belastung bei der Eichung nur dann durch einfache seitliche Gewichte erfolgen, wenn eine einseitige Belastung nach Maßgabe der speziellen konstruktiven Anordnung des pendelnden Systems keine Verschiebung des Übersetzungsverhältnisses zur Folge haben kann. Besser ist es, in jedem Falle die Belastung durch ein Kräftepaar vorzunehmen. Die Anbringung eines solchen, etwa in Form von über Rollen geführten Gewichten nach Fig. 11, erscheint in jedem Falle leicht anwendbar. Man kann jedoch auch die Eichung durch einen dem wirklichen Betriebe ähnlich kommenden Betrieb mittels Windflügeln, deren Widerstand genau bekannt ist, vornehmen. Besondere Vorkehrungen sind daher zur Eichung des Pendelrahmens nicht erforderlich. Bei einigermaßen sorgfältiger Ausführung und genügender Starrheit der Konstruktion, die bereits S. 20 gefordert wurde, wird übrigens die Eichung innerhalb der beabsichtigten Belastungen keine bemerkenswerte Abweichung von dem errechneten Übersetzungsverhältnis ergeben.

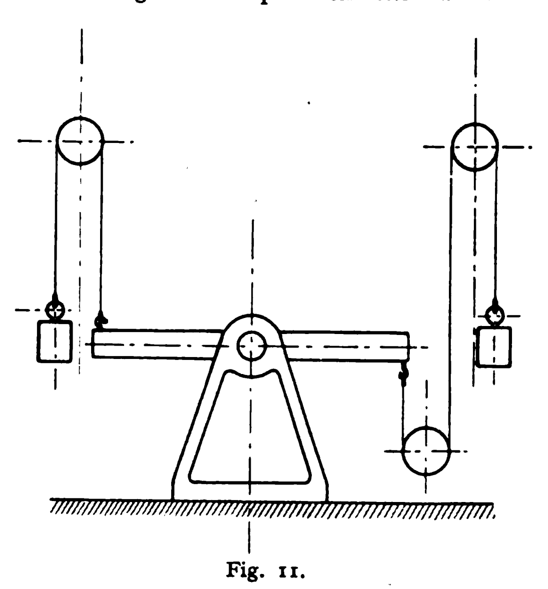


Fig. 11.

β) Die Nebenmessungen.

Zwecks Bestimmung der Leistungen ist als Ergänzung zur Drehmomentsmessung die Tourenmessung notwendig.

Der Antrieb eines Tachometers vom Motor selbst kann nur dann bewirkt werden, wenn man das Tachometer in nicht zu weiter Entfernung vom Motor aufstellt und sich mit einfacher Ablesung begnügt. Registrierende Tachometer oder solche, welche an einem entfernteren Beobachtungsposten aufgestellt werden sollen, können mit den schwachen, am Motor zur Verfügung stehenden Antriebsorganen (gewöhnlich kommt ein freies Ende der Steuerwelle in Frage) nicht betriebssicher betätigt werden. Da jedoch die Ablesung in unmittelbarer Nähe des Motors aus verschiedenen betriebstechnischen Gründen nicht wünschenswert ist, auch häufig für die Versuchsprotokolle selbsttätig registrierte Drehzahlkurven verlangt werden, so ist entschieden dazu zu raten, Tourenmessungen zu

wählen, die keinen unmittelbaren Antrieb vom Motor verlangen. Dieses Problem läßt sich auf verschiedenen Wegen befriedigend lösen und zwar kommen dabei in Betracht:

1. Stroboskopische Beobachtung des Motors,
2. elektrische Kontaktvorrichtungen,
3. Vibrationskämme.

Jede dieser drei Methoden hat ihre Vorzüge und Nachteile, auf die an dieser Stelle nicht näher eingegangen werden kann. Wichtig ist hier nur, festzustellen, daß die Tourenmessung auf diesem Wege bewirkt werden kann, ohne daß eine feste Verbindung des Motors mit dem Tourenzähler besteht. Dann braucht nämlich der Pendelrahmen keine besondere Einrichtung zur rückdruckfreien und betriebssicheren Übermittlung der Tourenanzeige zu besitzen. Die sich hieraus ergebende Bedingung hat daher einen mehr negativen als positiven Charakter:

Der Pendelrahmen braucht keine besondere Einrichtung zur rückdruckfreien und betriebssicheren Vermittlung der Tourenanzeige zu besitzen, wenn der Antrieb des Tachometers nicht vom Motor abgeleitet wird.

Neben der Bestimmung der Leistung, die die Aufgabe des Pendelrahmens ist, sind bei der Prüfung der Motoren gleichzeitig eine Reihe anderer Messungen auszuführen, die an dieser Stelle jedoch nur soweit Erwähnung verdienen, als durch sie die Konstruktion des Pendelrahmens beeinflußt wird.

Hierzu gehört vor allem die Messung des Axialschubes, welcher bei Verwendung von Luftschrauben auftritt. Derselbe ist für ein bestimmtes Drehmoment und eine bestimmte Tourenzahl durch den verwendeten Propeller bestimmt. Er gibt ein Maß für die Beurteilung des Motors insofern, als er durch den Stirnwiderstand, welchen der Motor dem Winde entgegensetzt, verkleinert wird. Wir haben es hierbei mit der zweiten Wirkung des Windes auf den Motor zu tun; die erste hat als Seitenwiderstand S. 18 ff. ihre Erörterung gefunden.

Der Stirnwiderstand ist vom Schraubenzuge abzuziehen, wenn man den nutzbaren Vortrieb erhalten will. Er kann daher die Nutzleistung ebenso beeinflussen, wie die im Wirkungsgrad zum Ausdruck kommenden Verlustquellen des Motors. Es ist deshalb u. a. von Geheimrat Riedler mit Recht hervorgehoben worden, daß eine Wertung des Motors ohne Berücksichtigung seines Stirnwiderstandes nicht stattfinden kann. Der Stirnwiderstand ist durch die intensive natürliche Kühlung bedingt, soll aber die durch diese erforderliche Größe möglichst nicht überschreiten. Durch konstruktive Mittel kann der Fabrikant diese Verlustgröße mehr oder weniger geschickt beeinflussen, und für den Prüfstand ergibt sich die Notwendigkeit, das Resultat dieser konstruktiven Maßregeln zu messen. Hierzu genügt es, wenn ein kräftiger Luftstrom etwa von einer elektrisch angetriebenen Luftschraube gegen den Motor gerichtet wird und der Pendelrahmen eine geeignete Einrichtung zum Messen des auf den Motor ausgeübten Axialschubes besitzt.

Bei dieser Gelegenheit mag hervorgehoben werden, daß es wünschenswert ist, den Axialschub auch in der entgegengesetzten Richtung messen zu können, namentlich für den Fall, daß der Motor selbst eine Luftschraube antreibt. Diese zusätzliche Meßvorrichtung gestattet dann neben dem Drehmoment des Motors auch den Schraubenzug (bzw. den Stirnwiderstand) anzugeben, eine Angabe, welche zwar die engere Aufgabe des Pendelrahmens, nämlich die Drehmomentsmessung überschreitet, in den meisten Fällen aber sehr erwünscht sein wird. Es ist also zu fordern:

Der Pendelrahmen muß mit einer Vorrichtung zum Messen des auf den Motor ausgeübten Axialschubes nach beiden Richtungen hin ausgerüstet sein.

Nächst der Leistung muß für Flugmotoren das Gewicht genau bestimmt werden, da erst durch das Verhältnis beider ein Maßstab für die Überlegenheit einer Konstruktion gewonnen wird. Es sind nun folgende drei Möglichkeiten vorhanden: Entweder wird das Gewicht vor der Montage auf dem Pendelrahmen bestimmt oder nach der Montage auf dem Pendelrahmen selbst oder nach erfolgter Abmontage.

Der erste Weg hat folgende Nachteile: Bei der Montage stellt sich vielfach noch die Notwendigkeit der Anbringung des einen oder anderen Zubehörteiles heraus, während andere ev. wieder in Fortfall kommen können. Auch die den Motor unmittelbar tragenden Holme usw., deren Gewicht man häufig mitbewerten will, werden erst bei der Montage richtig zugeschnitten. Ferner besteht die Möglichkeit, daß bei der Wägung im unmontierten Zustande Teile vergessen oder absichtlich entfernt werden, welche im montierten Zustande unmittelbar vor Beginn des Prüfungsbetriebes unbedingt angebracht sein müssen.

Die Wägung nach Abschluß der Versuche trifft auf ähnliche Bedenken. Auch bei dieser können Teile vergessen oder unterschlagen werden. Ganz besonders aber ist die exakte Bestimmung des Gewichtes in Frage gestellt, wenn während der Versuche Störungen, Brüche oder Brände vorgekommen sind. Es erscheint daher durchaus notwendig, die Wägung im betriebsfertigen Zustande vor Beginn des Hauptversuches auf dem Pendelrahmen selbst vorzunehmen. Daher ergibt sich für diesen folgende Konstruktionsbedingung:

Der Pendelrahmen muß die Bestimmung des Gewichtes des auf ihm montierten Motors gestatten.

Bezüglich der Messung des Betriebsstoffverbrauches ist zu bemerken, daß diese in der Gewichtsbestimmung enthalten ist, wenn die Betriebsstoffe sich in festen Behältern des pendelnden Systems befinden. Werden sie dagegen von außen diesem zugeführt, so können die Meßvorrichtungen in den festverlegten Teilen der Leitungen angebracht werden. Besondere Schwierigkeiten für die Pendelrahmenkonstruktion entstehen hieraus nicht. Ebensowenig aus allen übrigen Messungen, welche etwa sonst noch erwünscht erscheinen, wie die Bestimmung von Temperatur, Windgeschwindigkeit, Luftdruck usw.

C. Allgemeine Gesichtspunkte.

1. Betriebssicherheit.

Zur Betriebsfähigkeit gehört neben der Erfüllung des speziellen Maschinenzweckes, welche in den vorigen Abschnitten ausführlich behandelt wurde, noch die Betriebssicherheit. Diese spielt bei der vorliegenden Aufgabe noch eine ganz besonders beachtenswerte Rolle und zwar aus zwei Gründen:

Erstens ist der Flugmotor selbst eine verhältnismäßig betriebsunsichere Maschine. Namentlich bei Probebetrieben muß mit Zerreißen der Propeller, mit Zylinderbrüchen usw. gerechnet werden. Das Bedienungspersonal ist also vor etwa vom Motor abfliegenden Teilen zu schützen.

Der Bedienungsstand soll in einiger Entfernung vom Motor außerhalb der Bewegungsebene der Luftschraube oder Windflügel hinter einer geeigneten Schutzwand liegen.

Daraus ergibt sich selbstverständlich, daß Handgriffe oder abzulesende Instrumente sich nicht in unmittelbarer Nähe des Motors befinden dürfen.

Ferner entsteht eine Gefahr dadurch, daß durch den langdauernden, erschütterungsreichen Betrieb die Verbände des Pendelrahmens gelockert werden. Es sind deshalb nur durchaus unlösbare Verbindungen anzuwenden. Schraubensicherungen durch Gegenmuttern oder federnde Unterlagsscheiben sind ungenügend:

Sämtliche Schrauben des Pendelrahmens müssen durch Splinte gesichert sein.

Des weiteren ist es sehr gefährlich, den Motor in der beim Flugzeug üblichen Weise durch Herumwerfen der Schraubenflügel von Hand anzuwerfen. Bei der hohen Lage des Motors ist hierzu ein Podium erforderlich, auf dem der Monteur niemals so sicher steht wie auf dem gewachsenen Boden des Flugfeldes. Trotzdem er auf letzterem in seinen Bewegungen völlig unbeengt ist, was auf dem Prüfstand meist nicht der Fall sein wird, sind auch dort Unglücksfälle, auch solche mit tödlichem Ausgange, nicht selten, und ist es daher schon beim Flugzeug wünschenswert, das Anwerfen mechanisch auszuführen, so ist dieses für den Prüfstand eine dringende Notwendigkeit. Eine Schwierigkeit besteht in dieser Hinsicht



nicht, wenn man den Motor mit einem besonderen Anwerfmagneten ausstattet. Diese Methode des Anwerfens hat sich bereits bestens bewährt.

2. Wirtschaftlichkeit.

Die Herstellungskosten eines Pendelrahmens sind naturgemäß um so höher, je weitergehend die Forderungen sind, die man an seine Vollkommenheit stellt. Doch bin ich der Meinung, daß in einzelnen Fällen übertrieben komplizierte und teure Anlagen erbaut worden sind, die nicht mehr leisten, als erheblich billigere anderer Konstruktion geleistet hätten. Es ist daher bei jeder Komplikation zu erwägen, ob der durch sie erreichte Vorteil in vernünftigem Verhältnis zu den aufgewendeten Mehrkosten steht. Im Betriebe stellt sich der Pendelrahmen gegenüber allen anderen Bremsvorrichtungen viel wirtschaftlicher, weil er bedeutend weniger Bedienungsmannschaft erfordert. Aus diesem Grunde beginnt er auch bei der Industrie beliebt zu werden.

Im ganzen sind drei verschiedene Verwendungsarten für ihn denkbar:

1. In der Prüfstation industrieller Firmen zum Zwecke der Kontrolle des fehlerfreien Baues, der richtigen Einregulierung und des Einlaufens in der Fabrik des Fabrikanten oder zum Zwecke der Kontrolle durch den Abnehmer;
2. in wissenschaftlichen Forschungsinstituten zur Ermittelung des Einflusses der verschiedensten Umstände auf das Verhalten der Motoren;
3. bei Gelegenheit von ausgeschriebenen Wettbewerben, zum Vergleich verschiedener Motoren in der für den Wettbewerb bestimmten Versuchsanstalt.

Man könnte daran denken, für jede dieser drei Aufgaben eine besondere Konstruktion zu entwerfen, und in der Tat sind auch die Bedürfnisse der drei Verwendungszwecke in einzelnen Punkten verschieden. So ist z. B. eine Firma, die lediglich ihre wenigen Motortypen auf dem Pendelrahmen einregulieren will, nicht genötigt, denselben auch für ganz außerordentlich angeordnete Bauarten einzurichten, wie dieses bei einer Versuchsanstalt für Wettbewerbe notwendig ist. Letztere wiederum wird auf Feinheiten der Messung verzichten können, welche nach den jeweilig geltenden Wettbewerbsbestimmungen keinen Einfluß auf die Preisverteilung haben, aber für exakte wissenschaftliche Forschungen unbedingt notwendig wären.

Es spricht jedoch eine ganze Reihe von Gründen dafür, den Pendelrahmen so zu konstruieren, daß er allen drei gedachten Zwecken genügt. Für die Prüfstände der Industrie ergibt sich der Vorteil, daß dieselben gleich zur Vorbereitung der für Konkurrenzen bestimmten Motoren benutzt werden können, wenn die Prüfstände nach denselben Prinzipien gebaut sind, wie die der Versuchsanstalt. Auch von den Resultaten der Forschungsinstitute wird die Industrie besser Nutzen ziehen können, wenn ihre eigenen Prüfstände den Vergleich mit denen dieser Institute zulassen. Die Vergleichsmöglichkeit mit den ungleich zahlreicheren Messungen der praktischen Industrie ist aber auch anderseits ein wesentlicher Vorteil für die Forschungsinstitute. Die Versuchsanstalten für Wettbewerbe ihrerseits werden in der Regel selten Selbstzweck sein, sondern sollen gleichzeitig wissenschaftlichen Zielen zustreben.

In jedem Falle aber hat die gemeinsame Konstruktion den Vorzug erhöhter Absatzmöglichkeit, wodurch ein geringerer Preis bei guter Ausführung ermöglicht wird.

Die universale Verwendbarkeit für alle Arten von Flugmotoren bedingt keine allzu großen Komplikationen. Etwas anderes ist es, wenn auch kleine Automobilmotoren oder Luftschiffsmotoren auf dem selben Stand geprüft werden sollen. Es ist dieses bei der vorliegenden Arbeit nicht vorausgesetzt. Wenn die zu messenden Drehmomente in sehr weiten Grenzen variieren, kann sich die Notwendigkeit der Verwendung von mehreren Pendelrahmen verschiedener Größen ergeben; für das Bereich von 100 bis 300 PS, in dem die heutigen Flugmotoren sich bewegen, reicht jedoch der selbe Stand jedenfalls aus.

Die wesentlichen Punkte der Bauart, welche die universale Verwendbarkeit erschweren, sind folgende:

1. Drehrichtung der Schraube. Die weitaus größte Anzahl der Flugmotoren ist für rechtsläufige Schrauben eingerichtet. (Bei dieser Gelegenheit sei die wenig bekannte Tatsache bemerkt, daß eine Luftschraube in dem selben Falle rechtsläufig ist, wenn eine Maschinenschraube rechtsläufig ist, d. h. wenn sie im Sinne des Uhrzeigers gedreht, sich von dem Beobachter fortschraubt.) Immerhin kommen auch linksläufige Schrauben vor.
2. Zylinderanordnung, rotierend oder fest, in letzterem Falle stehend oder hängend. Die Verwendbarkeit der selben Prüfungseinrichtung für diese beiden Gattungen ist ganz besonders wichtig, um die Meinungen über die Vorzüge derselben endlich zu klären.
3. Anordnung der Schraube als Druck- oder Zugschraube, ferner bei Rotationsmotoren vor oder hinter den Zylindern. Es ist sehr wenig erwünscht, wenn man beispielsweise bei Wettbewerben in dieser Beziehung besondere Vorschriften machen muß, weil dadurch Motorbauarten, welche auf eine andere Anordnung eingerichtet sind, ungerechterweise erheblichen Schaden erleiden müssen.

Es ist also zu verlangen:

Der Pendelrahmen soll zur Prüfung der verschiedensten Motorbauarten eingerichtet sein und die Drehmomentsmessung für jeden der beiden Drehsinne zulassen.

II. Bauarten.

Bevor die verschiedenen Bauarten einer Kritik unterzogen werden, soll im folgenden eine übersichtliche Zusammenstellung der im Abschnitt I aufgestellten Bedingungen gegeben werden. Die einzelnen Forderungen werden dabei numeriert, um sie während der späteren Erörterungen kurz zitieren zu können.

A. Der Prüfstand soll ortsfest sein und muß die Prüfung des Motors unter denselben Betriebsumständen gestatten, wie sie im freien Fluge herrschen.

1. Der den Motor tragende Rahmen darf nicht so starr sein, daß er die Vibration des Motors völlig verhindert. Vielmehr müssen die bei Bewegungen des Motors um wenige Millimeter auftretenden elastischen Gegenkräfte noch erheblich kleiner sein als das Gewicht des Motors.
2. Der Pendelrahmen muß für Luftschraube oder Windflügel einen ausreichenden Spielraum lassen; die Höhe der Motorachse über Fußboden muß mindestens 1,85 m betragen.
3. Der Pendelrahmen darf den Luftzug in Richtung der Motorachse nicht wesentlich behindern.
4. Der Pendelrahmen muß die Schrägstellung der Motoren nach allen Richtungen um diejenigen Winkel zulassen, welche im praktischen Flugbetriebe vorkommen.
5. Der Pendelrahmen soll tunlichst die Einschließung des Motors und der zugehörigen Windflügel in einer luftdichten Kammer gestatten, in welche jedoch nur die den Motor unmittelbar tragenden Teile des Pendelrahmens hineinragen.

B. Bedingungen mit Bezug auf die Messungen.

6. Der Pendelrahmen muß die Ablesung des erzeugten Drehmoments ungestört durch etwa auf die Drehachse wirkende Einzelkräfte gestatten.
7. Der Pendelrahmen soll die Messung des Drehmoments so gestatten, daß eine Veränderung des Hebelarmes der Auspuffrichtung mit Bezug auf die Pendelachse möglich ist.
8. Der Pendelrahmen muß zur Aufnahme einer Antriebsmaschine eingerichtet sein, welche gestattet, die Zylinder des Versuchsrotationsmotors allein anzutreiben, wobei die zugehörige Luftschraube von außen besonders betätigt wird.
9. Der Pendelrahmen hat feste Rohranschlüsse für Benzin, Öl und Kühlwasser zu tragen.

Die beiden Anschlüsse für Kühlzu- und -abwasser sollen möglichst dicht beieinander liegen.



10. Die Richtungen aller Leitungen sollen mit Bezug auf die Motorachse keinen oder einen genau bekannten Hebelarm ergeben.
    Die Verbindung dieser Anschlußrohre mit den festverlegten Leitungen sollen elastisch und sehr nachgiebig sein.
    Etwa notwendige Überläufe sind im festverlegten Teile der Leitung anzubringen.
11. Die Stützen und Wagebalken des Pendelrahmens dürfen bei einer Beanspruchung durch ein Drehmoment von 130 mkg keine erhebliche elastische Formänderung erleiden.
12. Alle Verbindungen des Pendelrahmens müssen so fest sein, daß Verlagerungen während des Betriebes ausgeschlossen sind.
13. Die Unempfindlichkeit im Betriebszustande soll $1/_2$% nicht übersteigen.
14. Falls die Prüfung nicht bei verschiedenen Tourenzahlen stattfinden soll, ist eine geeignete Rüttelvorrichtung anzubringen.
15. Das Trägheitsmoment des pendelnden Systems mit Bezug auf die Pendelachse soll möglichst groß sein.
16. Die steifen, nicht etwa auch die elastischen, beweglichen Konstruktionsteile des Pendelrahmens sind durch starre Verbindungen an eine wirksame Flüssigkeitsdämpfung anzuschließen.
17. Der Pendelrahmen braucht keine besondere Einrichtung zur rückdruckfreien und betriebssicheren Vermittlung der Tourenanzeige zu besitzen, wenn der Antrieb des Tachometers nicht vom Motor abgeleitet wird.
18. Der Pendelrahmen muß mit einer Vorrichtung zum Messen des auf den Motor ausgeübten Axialschubes nach beiden Richtungen hin ausgerüstet sein.
19. Der Pendelrahmen muß die Bestimmung des Gewichtes des auf ihm montierten Motors gestatten.

C. Bedingungen nach allgemeinen Gesichtspunkten.

20. Der Bedienungsstand soll in einiger Entfernung vom Motor außerhalb der Bewegungsebene der Luftschraube oder Windflügel hinter einer geeigneten Schutzwand liegen.
21. Sämtliche Schrauben des Pendelrahmens müssen durch Splinte gesichert sein.
22. Der Pendelrahmen soll zur Prüfung der verschiedensten Motorbauarten eingerichtet sein und die Drehmomentsmessung für jeden der beiden Drehsinne zulassen.

A. Pendelrahmen mit axialer Lagerung.

Die Messung des Drehmoments von Kraftmaschinen mittels pendelnder Aufstellung hat historisch ihren Ausgang genommen von den Dynamomaschinen mit pendelndem Pohlgehäuse. Diese stellten insofern einen erheblichen Fortschritt dar, als sie die direkte Bestimmung unter Ausschaltung der durch die elektrischen Wirkungsgrade bedingten Meßfehler gestatteten. Über die Entwicklung der Leistungsmessung mittels Pendeldynamos findet man näheres in dem Aufsatze von Langer und Finzi, Z. d. V. D. I. 1914, Nr. 2. Solche Dynamomaschinen haben auch zur Prüfung von Flugmotoren eine gewisse Verbreitung gefunden, und da sie gewissermaßen Vorläufer der Pendelrahmen darstellen, sei hierüber folgendes Nähere mitgeteilt:

Die bereits erwähnte Royal Aircraft Factory besitzt eine Dynamomaschine zur Bremsung von Flugmotoren, deren Pohlgehäuse auf zwei Zylindersegmenten ruht, welche in Schneiden gelagert sind. Der Automobilclub of America hat 1910 eine große Prüfanlage für Verbrennungsmotoren geschaffen, die im »Horseless age« als »the most up to date power measuring machine in the world« gefeiert wird. In Deutschland und Frankreich werden ähnliche Maschinen vielfach benutzt, so z. B. von der Firma Lanz und der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. Die Bremsdynamo der letzteren hat besonders große Abmessungen und ist eine Spezialkonstruktion der Firma Dr. Max Levy in Berlin.

An diese Maschinenart lehnen sich die Pendelrahmen mit axialer Lagerung mehr oder weniger an, insbesondere tun dies diejenigen, welche weiter unten in der ersten Gruppe behandelt werden. Alle Pendelrahmen mit axialer Lagerung haben den Vorteil, daß sie die Forderung 6 vollkommen erfüllen und dieser Vorteil ist so in die Augen springend, daß man sich zunächst versucht fühlt, die axiale Lagerung für die einzig richtige zu halten. Bedenkt man aber, daß damit noch lange nicht alle Bedingungen der korrekten Messung erfüllt sind, ferner, daß die Nachahmung des wirklichen Betriebszustandes durch diese Anordnung sehr erschwert wird, so wird man gern auf die axiale Lagerung verzichten, wenn es auch auf andere Weise möglich ist, die Bedingung 6 zu erfüllen. Daß dieses der Fall ist, werden wir weiter unten sehen.

Die Ausführungsformen dieser Gruppe können wir in drei Untergruppen einteilen. Bei der ersten findet die Pendelung um zwei Lager statt, bei der zweiten nur um ein Lager, bei der dritten Gruppe sind wirkliche Lager in der Motorachse überhaupt nicht vorhanden. Es wird vielmehr durch geeignete kinematische Elemente das pendelnde System so geführt, als wenn es in der Motorachse gelagert wäre.

1. Lager vor und hinter dem Motor.

Die Anordnung, bei der sich sowohl vor als auch hinter dem Motor ein Lager des Pendelrahmens befindet, ist die naheliegendste und auch die mit den geringsten Mitteln zu verwirklichende. Sie war daher bis vor kurzem die einzige, welche in einer größeren Anzahl von Ausführungen Eingang in die Praxis gefunden hat. Während das hintere Lager ein gewöhnliches Zapfenlager sein kann, muß der Zapfen des vorderen Lagers hohl sein, um der Kurbelwelle des Motors den Durchtritt zu gestatten.

Eines solchen Pendelrahmens bediente sich bereits vor mehreren Jahren der Luftschiffbau »Zeppelin« in Friedrichshafen zur Prüfung der Maybach-Motoren (vgl. Zeitschrift für »Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« 1911, Heft 21).

Desgleichen benutzte die Firma Benz in Mannheim dieses System. Die Konstruktion, deren Urheber die Ingenieure Berger und Lehmbeck waren, ist in Fig. 12 dargestellt.

Fig. 13 und 14 zeigen photographische Aufnahmen des Prüfstandes mit einem darauf montierten Motor.

Auch die N. A. G. hatte neben festen Prüfständen einen solchen Pendelrahmen in ihrem auf dem Flugplatz Johannisthal belegenen Versuchsständen in Betrieb (vgl. die Figur in »Technik und Wirtschaft«, Jahrg. 1913, Heft 7). Derselbe war von den Chronoswerken geliefert und später an Ort und Stelle umgebaut worden. Ähnliche, mehr oder minder primitive Einrichtungen finden sich noch mehrfach in der Industrie.

In der Kgl. Sächs. Mechanisch-technischen Versuchsanstalt hat Professor Scheit neben einem einfachen, den oben beschriebenen Einrichtungen ähnlichen Bremsstande, eine Prüfungseinrichtung erprobt, welche gestattet, den Motor zusammen mit dem Flugzeuge zu untersuchen. (Vgl. Deutsche Luftfahrer-Zeitschrift, Bd. XVI, Heft 8 und Allgemeine Automobil-Zeitung 1912, Nr. 18.)

Neuerdings hat Professor Scheit eine Abart des einfachen Pendelrahmens entwickelt, welche zum direkten Einbau in das Flugzeug bestimmt ist. (Vgl. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1914, Heft 6.)

Die Konstruktion von Scheit ist die einzige dieser Gruppe, welche den Versuch macht, die Forderung der Nachahmung des wirklichen Betriebszustandes zu erfüllen, und in der Tat wird auch eine bemerkenswerte Annäherung, namentlich in der Erfüllung der Forderungen 1 und 2 erreicht. Ungenügend ist dagegen auch bei diesem Prüfstande die Erfüllung der Forderungen 3 und 4, während 5 vollständig ausgeschlossen ist. Alle übrigen der genannten Konstruktionen verzichten von vornherein auf jede Nachahmung des Flugbetriebes. Die Prüfung auf ihnen hat also nur einen sehr bedingten Wert.

Besonders ungünstig verhalten sich die meisten Pendelrahmen dieser Gruppe bei der Aufnahme der Erschütterungen (Ford. 1). Als typisch kann das Verfahren der N. A. G. mit ihrem Prüfstande gelten. Die Beanspruchungen der den Motor tragenden Walzeisen durch die Vibrationen waren so stark, daß das Material überbeansprucht wurde. Anstatt nun den Motor durch elastischere Lagerung ausschwingen zu lassen, suchte man durch Verstärkung der Walzeisen die Erschütterungen zu verhindern. Die Folge war davon, daß nunmehr der Rahmen ganz starr blieb, dafür aber die Kugelpendellager die Stöße, denen sie nicht gewachsen waren, aufnehmen mußten.

Zur Erfüllung der für eine exakte Bestimmung notwendigen Forderungen 8 bis 10 machen diese einfachen Konstruktionen meist ebenfalls keine Anstalten. Dagegen ist die Festig-

keit (Ford. 11) stets ausreichend, meist sogar übertrieben (vgl. oben). Die Empfindlichkeit ist leidlich gut, da die Reibung wegen der geringen Anzahl der vorhandenen Lager klein ist, erreicht jedoch nicht die Empfindlichkeit von Pendelrahmen mit Schneidenlagerung.

Ein Maß für den Reibungswiderstand kann man sich schaffen, wenn man den »mittleren« Radius der Traglager angibt. Bei der Berechnung dieses »Reibungsradius« ist jedes Lager mit dem Wertungsfaktor heranzuziehen, der seinem Anteil an der Last entspricht. Für die abgebildete Konstruktion der Firma Benz ergibt sich ein Reibungsradius von ca. 55 mm. Die Verkleinerung durch Anwendung von Kugellagern ist dabei nicht berücksichtigt. Es sei hierbei jedoch darauf hingewiesen, daß der Reibungsradius allein kein Maß für die Empfindlichkeit einer Konstruktion ergibt, denn die die Lager belastenden Drücke fallen bei den verschiedenen Anordnungen sehr verschieden aus.

Die sehr erwünschte Dämpfung durch die Trägheit des Systems ist gering, weil die Massen sich um die Pendelachse selbst zusammendrängen. Um so mehr muß bei diesen Bauarten auf sorgfältige Erfüllung der Forderung 16 (Flüssigkeitsdämpfung) gesehen werden.

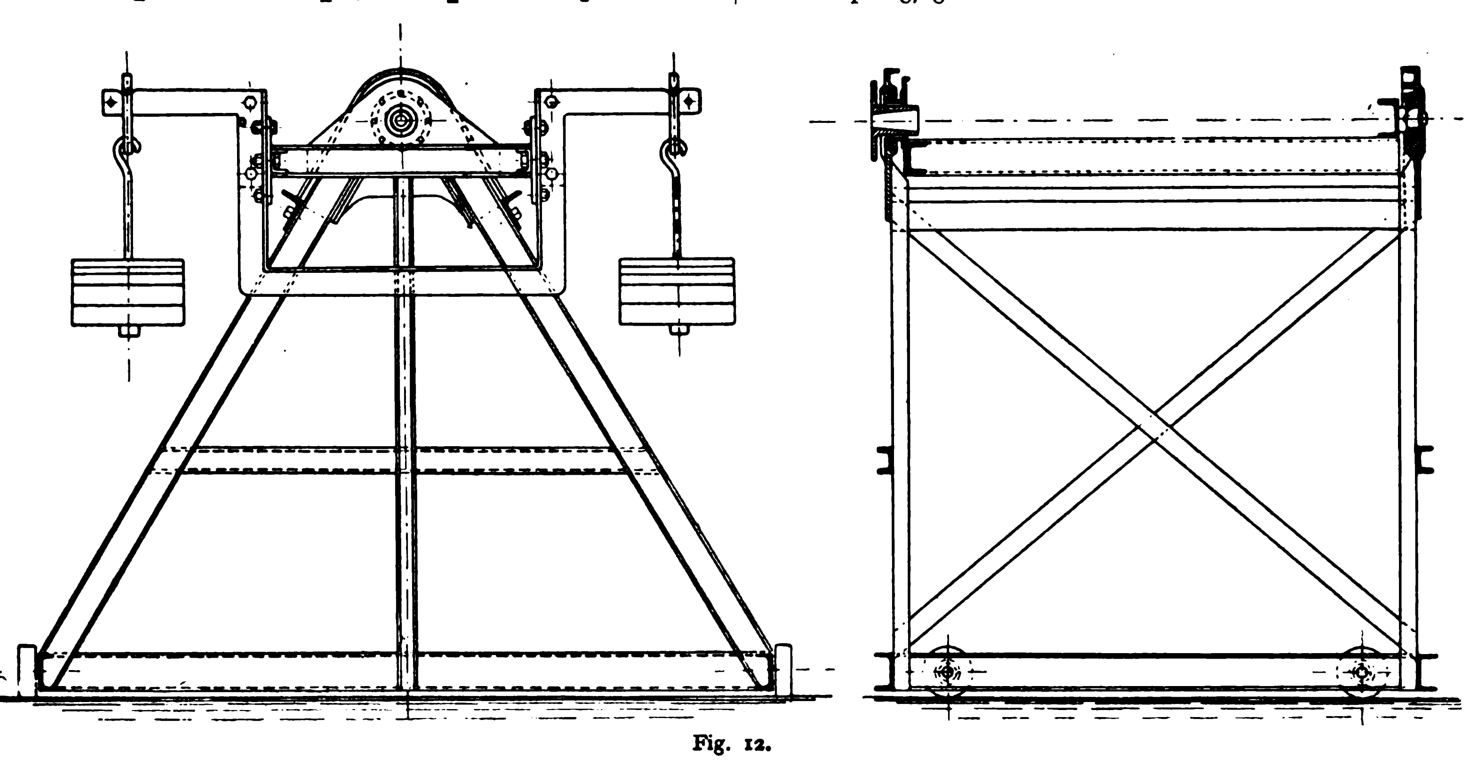
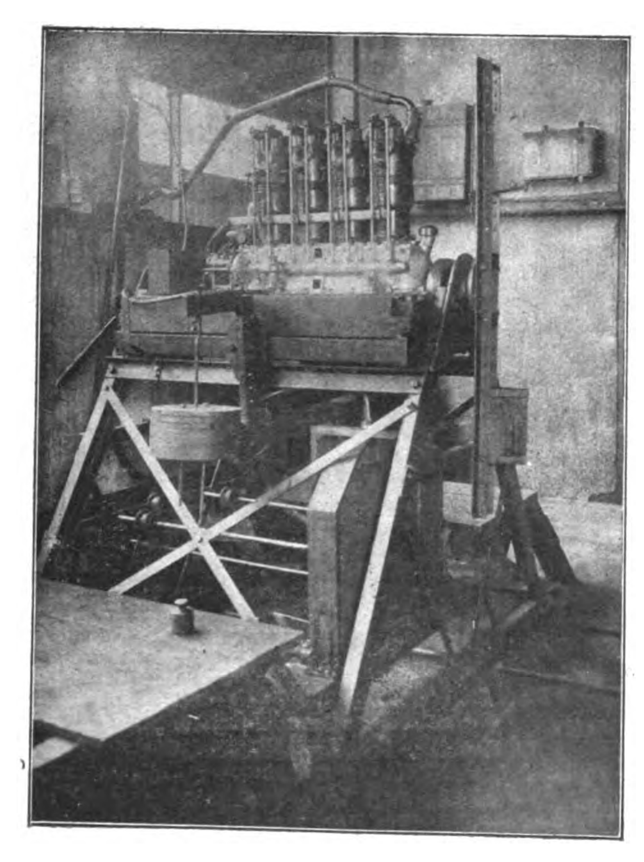


Fig. 12.



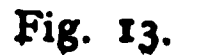


Fig. 13.

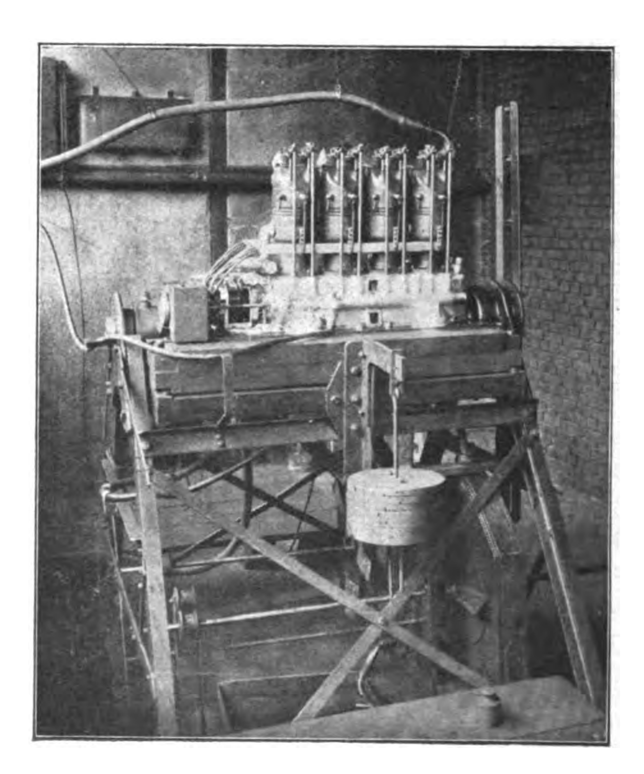


Fig. 14.

Bei sorgfältiger Ausführung können wahrscheinlich leidlich genaue Meßresultate erzielt werden, wenigstens stellt der Luftschiffbau »Zeppelin« eine größte Abweichung von 1,4% zwischen der Pendelrahmenmessung und elektrischer Bremsung fest. Inwieweit freilich die elektrische Bremsung fehlerfrei war, läßt sich nicht ohne weiteres angeben. Exakte wissenschaftliche Bedürfnisse kann diese Genauigkeit in keinem Falle befriedigen. Vielleicht läßt sich jedoch die Genauigkeit dieser Bauart bis auf die guter Pendeldynamos gleicher Anordnung steigern. Für diese gibt die Firma Dr. Max Levy die Genauigkeit zu ½% an.

Die Messung des Axialschubes erfordert eine Beweglichkeit des Motors in der Fahrtrichtung. Diese kann durch Fahrbarkeit des ganzen Standes, wie bei Benz, oder nur des den Motor tragenden Teiles, wie bei den festen Prüfständen der N.A.G., oder durch Drehbarkeit um eine Querachse, wie bei Professor Scheit, erreicht werden. Alle diese Anordnungen, sowie die bei anderen, später zu besprechenden Bauarten angewandten Möglichkeiten entsprechen den aus der Erprobung von Luftschrauben bekannten Konstruktionsdetails. Es handelt sich hierbei ja auch eigentlich mehr um eine Prüfung der Luftschraube als des Motors, weshalb hier auf ein näheres Eingehen verzichtet werden kann. Über die entsprechenden Einrichtungen zur Prüfung von Propellern findet man Ausführliches im Buche von Bejeuhr »Die Luftschrauben«.

Das Wiegen des Motors auf dem Rahmen selbst ist nicht möglich (Ford. 19), dagegen ist es leicht, die Wägung des Drehmoments für den umgekehrten Drehsinn vorzunehmen. Die meisten Pendelrahmen besitzen Gewichtsschalen auf beiden Seiten.

Der Schutz des Bedienungspersonals wurde bei den Versuchsständen der N.A.G. sehr zweckmäßig durch elastische Wellblechwände erreicht. Diese bewähren sich besser als starre Holzwände.

2. Lager hinter dem Motor.

Den auffälligsten Mißstand der vorigen Konstruktionsgruppe bildet das Hohlzapfenlager vor dem Motor. Die das Lager tragenden Konstruktionsteile stören die Luftbewegung und erschweren auch sonst die Erfüllung der Forderungen A. Dazu kommt, daß der Reibungsradius dieses Lagers verhältnismäßig groß wird. Es erscheint daher durchaus wünschenswert, das vordere Lager fortzulassen und nur das hintere Lager zu benutzen. Das ist dann möglich, wenn man die Rahmenkonstruktion über das hintere Lager hinaus verlängert und diese Verlängerung so stark belastet, daß das Gewicht des vorderen Teiles mit dem Motor in der Schwebe gehalten wird. Freilich muß dann die ganze Konstruktion erheblich stärker gehalten werden, und der Raumbedarf sowohl wie die Kosten werden sehr beträchtlich. Es sind dieses auch die Gründe, weshalb ich diese Möglichkeit bei der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt nicht befürwortet habe. Sie stand vor Ausführung des später bekannt gewordenen Pendelrahmens zur Erwägung.

Erfreulicherweise hat man jedoch an anderer Stelle die sehr bedeutenden Kosten nicht gescheut. Das Versuchsfeld von Geheimrat Riedler an der Technischen Hochschule zu Charlottenburg hat daher seit Ende 1912 eine solche Einrichtung im Betriebe.

Eine Beschreibung dieses Versuchsstandes befindet sich in der Technischen Rundschau vom 17. Dezember 1913. Die Bauart ist Gegenstand des dem Dr.-Ing. Becker im September 1913 erteilten Patentes.

Ihr Hauptvorzug besteht in der elastischen Ausgestaltung des Rahmens, die die Erfüllung der Forderung 1 ermöglicht. Freilich erscheint es nach den Ausführungen im ersten Teile richtiger, den Motor möglichst allein schwingen zu lassen und nicht erst auf einem schweren Rahmen starr zu montieren. Auch möchte der Verfasser die Erzeugung der Elastizität durch Holzholme für richtiger halten als die durch Pneumatikreifen.

Es scheint jedoch, daß die mit der axialen Lagerung regelmäßig verbundenen Mängel, nämlich Störung der Luftbewegung und geringes Trägheitsmoment, trotz des so bedeutenden Aufwandes an Kosten und Raum, welcher diese Konstruktion vor allen anderen auszeichnet, nicht völlig beseitigt werden konnten.

Ein abschließendes Urteil wird man sich selbstverständlich erst nach der Veröffentlichung von Versuchsresultaten bilden können.

Mit der Riedlerschen Bauart hat der neue Pendelrahmen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, der in zehn Exemplaren für den Dauerlauf beim zweiten Motorenwettbewerb verwendet werden sollte, den nach vorn hervorragenden Aufbau für den Motor und die Erzeugung der Elastizität durch Zwischenschaltung von Pneumatikreifen gemeinsam. Ein weiterer Fortschritt ist dadurch erreicht,

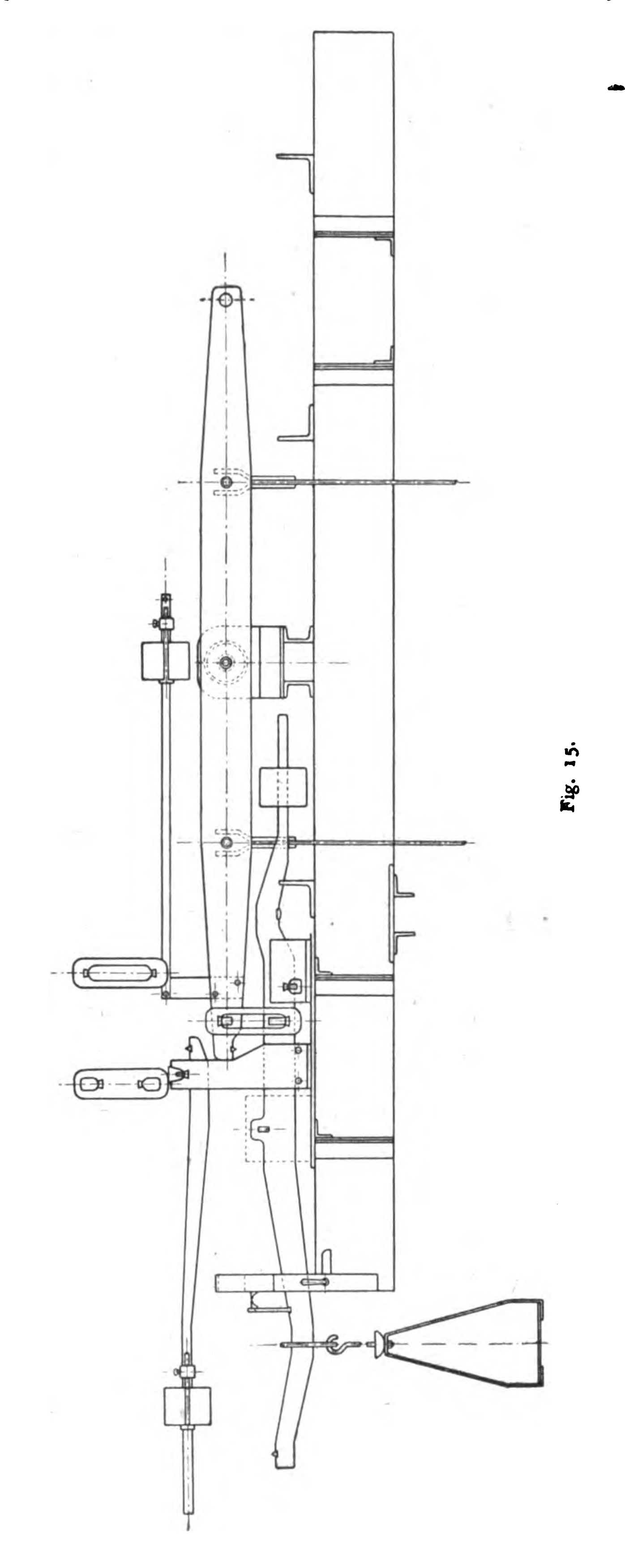


Fig. 15.

daß der Motor in ein Gehäuse eingekleidet ist, das einem Flugzeugrumpfe ähnelt und mit einer wesentlich geringeren Masse gekoppelt ist.

Die Konstruktion, welche von Seppeler stammt, hat eine gewisse Verbreitung über das Reich erlangt. Eigene Erfahrungen über dieselbe besitzt der Verfasser nicht. (Vgl. Seppeler, Jahrbuch der wiss. Gesellsch. für Luftfahrt 1914 u. 1915.)

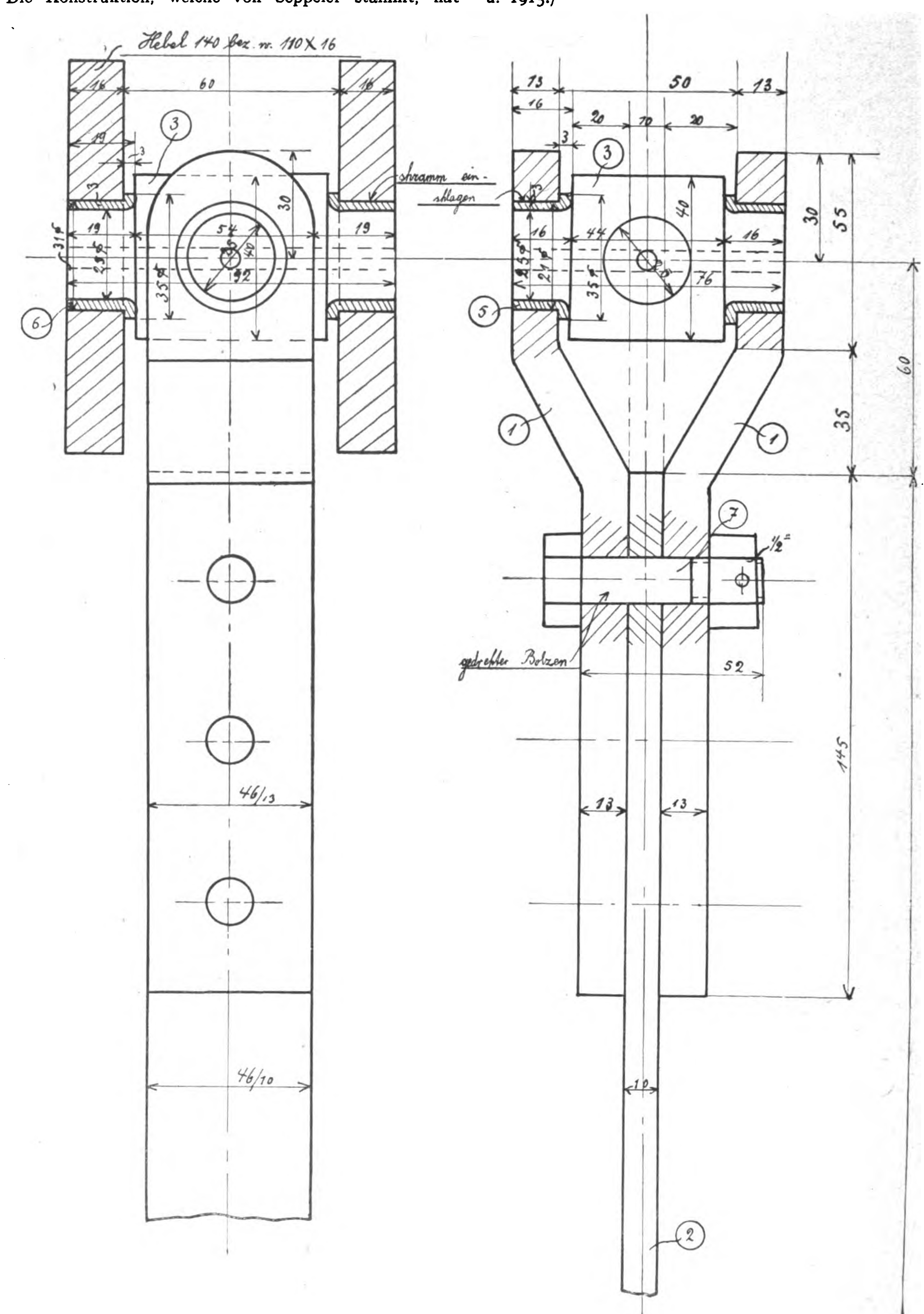


Fig. 16.

Leider ist auch bei dieser Bauart auf die Erfüllung wichtiger Forderungen wie 4 und 5 verzichtet worden, so daß zur Ergänzung immer die Prüfung auf anderen Prüfständen notwendig ist. Hierfür können allerdings teilweise die im folgenden Abschnitte beschriebenen Versuchsstände benutzt werden.

3. Pendelung um eine ideelle Achse.

Wenn keine der beiden in den ersten Abschnitten erörterten Anordnungen genügt, liegt das Problem folgendermaßen: Die Bewegung des Systems um die Motorachse soll erzwungen werden, ohne daß Führungslager in der Motorachse selbst liegen. Nachdem also im zweiten Abschnitt auf das vordere Lager verzichtet worden ist, fällt nunmehr auch noch das hintere fort.

Dem in der Kinematik Bewanderten wird unschwer eine Reihe von Möglichkeiten zur Lösung dieses Problems einfallen. Praktische Gestaltung hat jedoch bisher nur diejenige gewonnen, welche der Konstruktion der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt zugrunde liegt. Diese ist in der Z. d. V. D. I. am 16. November 1912 beschrieben. Die dort wiedergegebene Abbildung des Pendelrahmens ist stark schematisiert, wodurch leider ein sehr wesentliches Detail, nämlich der Hebel für die Reduktion der Meßgewichte mit dem auswechselbaren Gestänge für die Prüfung in beiden Drehrichtungen (Ford. 22) in Fortfall kommt. Ich gebe daher als Ergänzung in Fig. 15 eine Abbildung des oberen Wagebalkens, wie er ursprünglich wirklich ausgeführt wurde. Fig. 16 zeigt eines der acht an den Hängestangen verwendeten Cardangelenke. Die Ausführung der Hauptteile geschah durch die Firma A. Dinse in Reinickendorf.

Der kinematische Ersatz der axialen Lagerung durch sog. Bewegungsparallelogramme ist der Deutschen Versuchsanstalt durch D. R. P. geschützt worden. Bezüglich dieses Prinzips, sowie des Begriffes »Bewegungsparallelogramm« verweise ich auf die von mir seinerzeit ausgearbeitete und am 15. Mai 1913 erschienene Patentschrift Nr. 259924.

Die Konstruktion sucht soweit als möglich die Prüfung unter natürlichen Bedingungen zu ermöglichen.

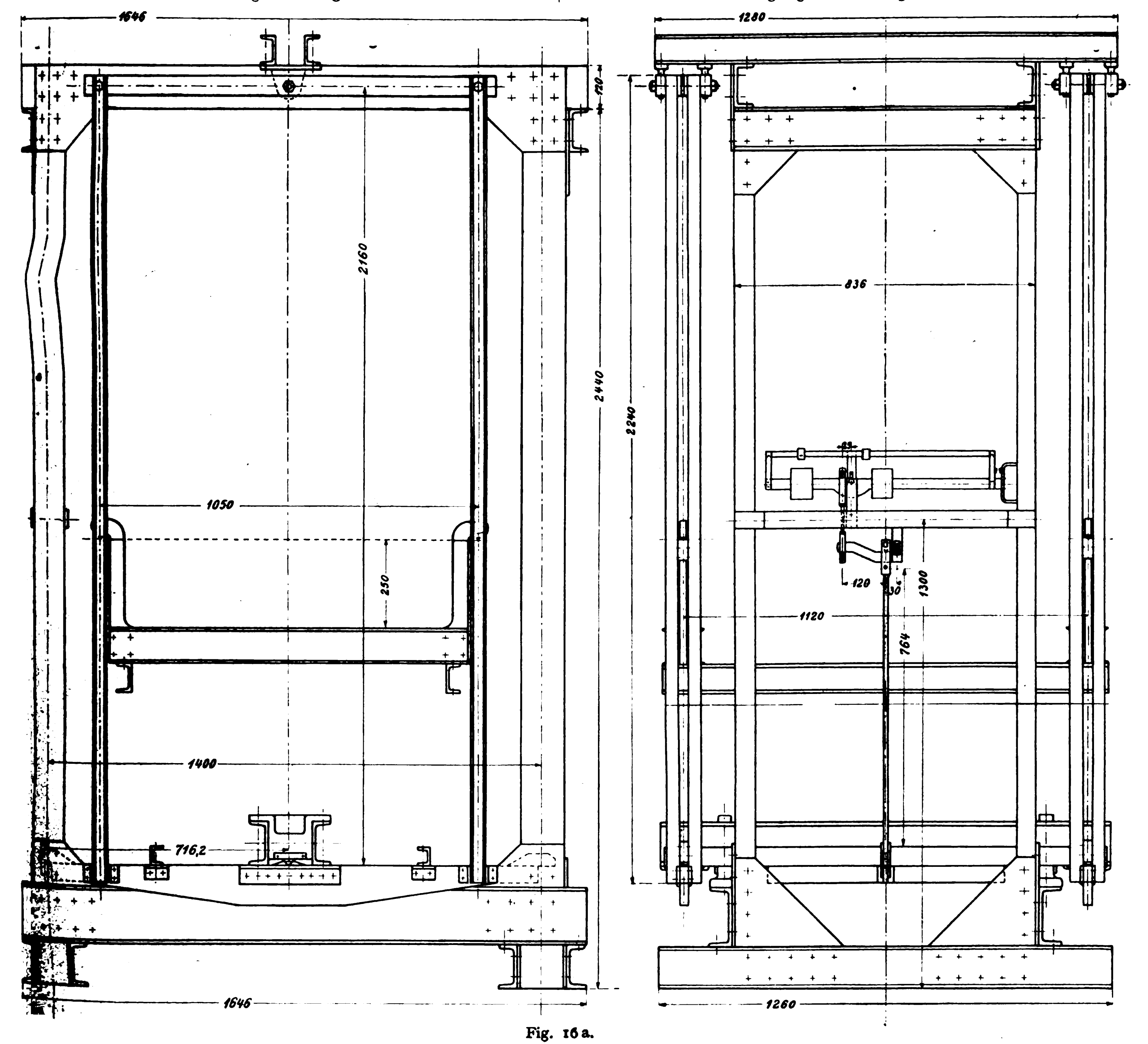


Fig. 16a.

Dieses Ziel ist zwar nicht völlig erreicht worden. Immerhin stellte die Anlage der Deutschen Versuchsanstalt insofern einen Fortschritt dar, als in Deutschland zum ersten Male im größeren Maßstabe an die Lösung dieses Problems herangetreten wurde.

Der Rahmen besitzt infolge seiner Aufhängung an den vier dünnen Stangen eine erhebliche Elastizität.

Richtiger wäre es freilich gewesen, die Möglichkeit zum Ausschwingen dem Motor allein zu geben, während er mit dem massiven Rahmengestelle und den hölzernen Montagebalken starr verbunden war. Auch waren die Pendelstangen immer noch nicht elastisch genug, um die Vibrationen derjenigen Motoren, welche besonders große Erschütterungen zeigten, ohne dauernde Formänderung auszuhalten. Bei solchen Motoren gerieten sie in saitenartige Schwingungen, deren Amplitude ein Maß für die Stärke der Erschütterungen abgeben konnte. Die Forderung 1 war demnach bis zu einem gewissen Grade erfüllt.

Eine noch günstigere Anordnung wurde für die sog. Nachversuche geschaffen. Bei diesen wurden die massiven Holzbalken durch schwächere mit Durchbrüchen versehene Traghölzer ersetzt. Diese schwächere Konstruktion war als Verschlechterung der Prüfungsbedingungen gedacht, während sie nach den Ausführungen im ersten Teile die Prüfung erleichtern mußte. Es zeigte sich dementsprechend auch, daß keiner der Motoren bei der Nachprüfung größere Schwierigkeiten hatte als beim Hauptversuch. Diese Erleichterung war allerdings nicht sehr bedeutend, da die Elastizität des Aufbaues nur wenig verbessert wurde.

Die Luftschraube hatte ausreichenden Spielraum (Ford. 21), der Luftzug war nicht wesentlich stärker behindert als im Flugzeuge (Ford. 3), was den wesentlichsten Vorzug der Bauart bildet.

Die Schrägstellung konnte nach vorn und hinten um 15° bzw. 10° im Betriebe vorgenommen werden. Für den damaligen Stand der Flugtechnik, die noch nicht die »Looping the Loop-Flüge« kannte, war diese Neigung zweifellos ausreichend. Ein Mangel lag darin, daß dem Motor keine erhebliche Schrägstellung nach der Seite gegeben werden konnte. Eine Einrichtung dafür hätte die Bauart ohne weiteres zugelassen, sie war aber in den Wettbewerbsbestimmungen nicht verlangt worden.

Die Messung des Drehmoments schloß leider nicht alle Fehlerquellen aus. Zwar waren die störenden Einzelkräfte (Ford. 6) dadurch ausgeschaltet, daß die ideelle Pendelachse mit der Motorachse zusammenfiel, aber die Berücksichtigung der Auspuffreaktion (Ford. 7) war nicht vorgesehen (vgl. S. 17).

Die Unempfindlichkeit war erheblich, was sich aus folgenden Umständen erklärt: Die Anordnung verlangt, daß das gesamte Gewicht des Motors einschließlich des schrägen Pendelrahmens dreimal von Lagern getragen wird, nämlich erstens von den vier unteren Zapfenlagern der Hängestangen, zweitens von den vier oberen und drittens von den festen Lagern der Wagebalken. Zwar sind die Reibungsradien der Zapfenlager (Fig. 16) geringer als bei den im ersten Abschnitt beschriebenen Anordnungen, aber ihre erste Ausführung als Gleitlager gleicht diesen Vorteil mindestens aus. Später sind die Zapfen durch Schneiden ersetzt worden, wodurch eine größere Empfindlichkeit erzielt wurde.

Das Trägheitsmoment aller bewegten Teile ist bei dieser Anordnung etwas größer als bei den vorher erörterten. Daher konnte teilweise auf die Flüssigkeitsdämpfung verzichtet werden, die nicht immer zur Zufriedenheit arbeitete. Dieselbe war an dasjenige Ende des Hauptwagebalkens angeschlossen, welches dem Wägegestänge gegenüberlag. Die zwischen ihr und dem Rahmen sowie auch der Wägestelle liegenden Konstruktionsteile vereitelten jedoch durch ihre Elastizität größtenteils die beabsichtigte Wirkung.

Ebenfalls schlecht bewährt hat sich das Getriebe, welches zur Übertragung der Tourenanzeige auf ein Tachometer und auf einen registrierenden Tourenzähler diente. Die damit verknüpften Mißstände werden jedoch leicht durch Benutzung eines stroboskopischen Tourenzählers vermieden werden.

Die Axialschubmessung ist durch die Ausbildung der Stangenlager als Cardangelenke in befriedigender Weise ermöglicht. Ausgeschlossen ist dagegen auch bei dieser Anordnung die Wägung des fertig montierten Motors.

Die allgemeinen Forderungen (C) bieten zu Beanstandungen keinen Anlaß.

Im Anschluß an die Veröffentlichung dieser Konstruktion hat Madelung in der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt auf eine andere Möglichkeit aufmerksam gemacht, die Bewegung um die Motorachse kinematisch zu erreichen, ohne übermäßig viele Lagerstellen zu benutzen. Der Vorschlag ist theoretisch interessant, bietet aber konstruktive Nachteile, welche Professor Bendemann zum Teil in der nächsten Nummer der genannten Zeitschrift hervorgehoben hat. Richtig ist es, wenn Madelung betont, daß es für eine korrekte Messung in der Nullage genügt, wenn das momentane Drehzentrum mit der Motorachse zusammenfällt. Die Anordnung der Deutschen Versuchsanstalt besitzt jedoch nicht nur momentan, sondern dauernd die richtige Pendelachse, was die praktische Ausführung korrekter Messungen erheblich erleichtert.

Um eine ideelle Achse pendelt auch der Pendelrahmen, den Professor Baer im Maschinenlaboratorium der Technischen Hochschule zu Breslau erbaut hat. Die Anordnung dieses Pendelrahmens ist aus der in Fig. 16a dargestellten Vorderansicht zu erkennen. Fig. 16b zeigt die kinematischen Elemente des Bewegungsmechanismus in schematischer Darstellung.

Fig. 16b.

Die Pendelung um die Motorachse wird ebenso wie bei der Deutschen Versuchsanstalt durch Bewegungsparallelogramme erreicht. Doch ist die konstruktive Ausbildung dieses Grundprinzips eine wesentlich andere und einfachere, indem nur ein vertikales Doppelparallelogramm ausgebildet wurde.

Da der Prüfstand in erster Reihe der Prüfung von Automobilmotoren dienen soll, ist darauf verzichtet worden, die festen Konstruktionsteile so weit vom Motor zu entfernen, daß der Strahl einer Luftschraube ungehindert hindurchblasen könnte. Auch ist die Höhe der Motorwelle über Fußboden für den Betrieb einer normalen Luftschraube zu gering. Es ist jedoch ohne weiteres möglich, dieselbe Konstruktion auch für einen Prüfstand von Flugmotoren anzuwenden, wenn man die Abmessungen in der notwendigen Weise vergrößert.

Die meßtechnischen Vorzüge der Bauart sind bedeutend. Hauptsächlich durch die zweckmäßige Ausbildung aller wesentlich belasteten Gelenke als Schneidenlager und durch zweckmäßige Anordnung der Schneiden und Pfannen ist eine hohe Empfindlichkeit und dauernde Genauigkeit der Meßanzeige erreicht worden.

Die Laufgewichtswägung gestattet die bequeme Messung von Drehmomenten beider Drehsinne, dürfte jedoch für die Prüfung der gefährlichen Flugmotoren etwas zu nahe am Motor liegen.

Die Bauart ist als Gebrauchsmuster geschützt worden. Näheres über dieselbe findet sich in der Z. d. V. D. I. vom 12. September 1914. (Schluß folgt.)

Ausstellungen.

„Delka" deutsche Luftkriegsbeute-Ausstellung.

Am 14. Februar wurde in den Ausstellungshallen am Tor in Berlin die »Delka« eröffnet. Schirmherr der Ausstellung ist Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen, Ehrenvorsitzender der Kommandierende General der Luftstreitkräfte, Exzellenz Generalleutnant von Höppner.



Fig. 1.

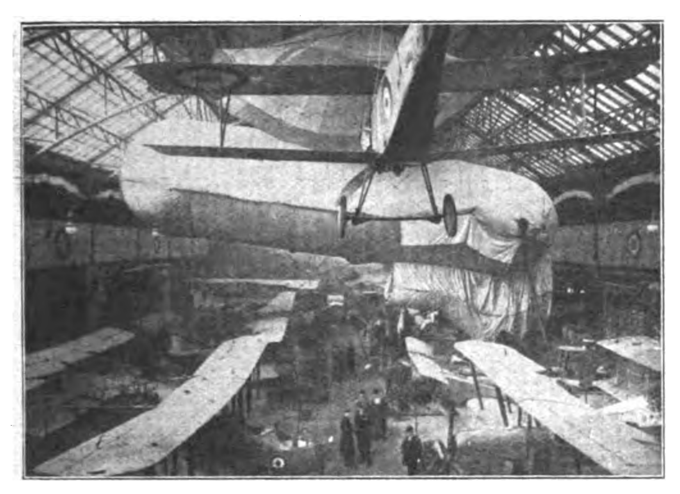


Fig. 2.

Dem Arbeitsausschuß gehören unter andern der Inspekteur der Fliegertruppen Major Hilpert und Prof. Dr.-Ing. Bendemann, unser Redaktionsmitglied, an. Die Ausstellung soll bis Mitte April ds. Js. geöffnet bleiben. Sie soll einen Überblick gewähren über unsere Luftkriegsbeute. Daher sind nicht nur alle Arten von Luftfahrzeugen ausgestellt, sondern auch die Waffen der Luftfahrzeuge und zu ihrer Bekämpfung, ferner Navigationsapparate und die sonstige Ausrüstung der Luftfahrzeuge. Die interessantesten Ausstellungsobjekte sind die französischen und englischen Flugzeuge, eine französische Luftschiffgondel (Luftschiff »Alsace«) und ein russischer Fesselballon mit voller Ausrüstung. Interessant sind die Beutestücke unserer Marineflieger, wie z. B. Teile des Sperrnetzes aus dem Kanal, Seeminen und Wasserflugzeuge.

Obwohl nur ein kleiner Teil unserer Luftbeute ausgestellt wurde, ist die Fülle der Ausstellungsobjekte zu groß für den Raum, die Flugzeuge stehen daher etwas zu dicht. Es sollen noch weitere interessante Flugzeuge, wie z. B. das vor kurzem erbeutete englische Riesenflugzeug, hinzukommen. Obenstehende Figuren zeigen Blicke nach beiden Seiten der Ausstellungshalle und zwei englische Doppeldecker, davon der eine (Martinside) mit Luftbremsen. Die interessanten Ausstellungsobjekte werden noch in einem späteren Bericht beschrieben werden. Der Besuch der Ausstellung ist allen Fachleuten zu empfehlen. Zu loben ist der von der Geschäftsstelle des »Luftfahrerdank« (Dir. Muffarth) zusammengestellte, von Richard Braunbeck verlegte Katalog. A. V.

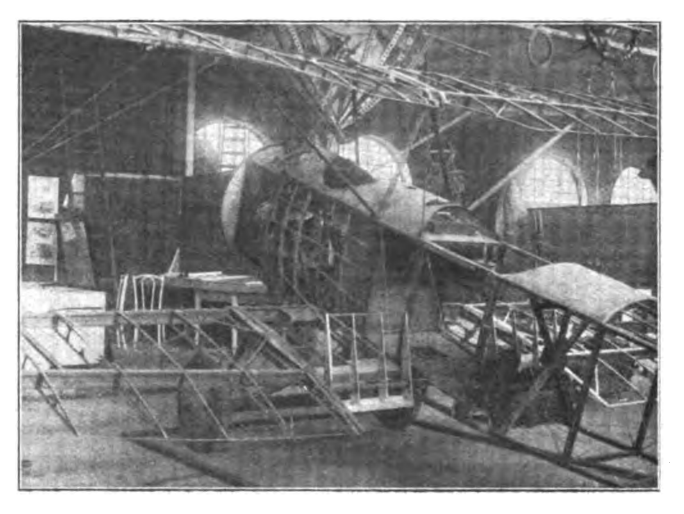


Fig. 3.

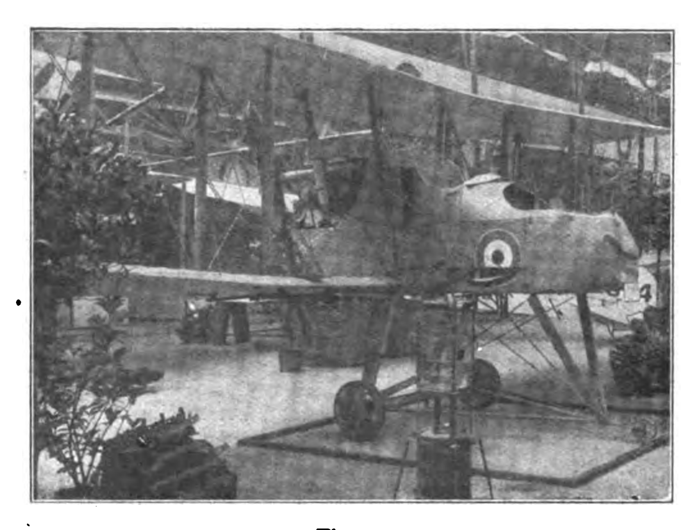


Fig. 4.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46c, 24. L. 36572. Enrico Garda, Paris. Vertr.: J. Plantz. Pat.-Anw., Trier. Andrehvorrichtung für Explosionskraftmaschinen. A. 29. 4. 13. E. 25. 3. 17.

47d, 12. L. 43427. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Sicherung für Spannschlösser. A. 23. 8. 15. E. 25. 3. 17.

54g, 12. R. 43381. Patent-Erwirkungs- und Verwertungs-Gesellschaft R. Ey & Cie., Mülhausen i. Els. Leuchtzeichen. A. 26. 6. 16. E. 22. 3. 17.

77h, 6. D. 32790. Deutsche Automaten-Handels-Gesellschaft m. b. H., Berlin. Propellernabe. A. 2. 8. 16. E. 5. 5. 1917.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Deutschland und Mitteleuropa. Grundzüge und Lehren unserer Politik seit der Errichtung des Deutschen Reiches von Heinrich Theodor List. Verlag Dietrich Reimer (Ernst Vohsen), Berlin SW. 48. Quart. 114 S. Preis geheftet M. 2,80. — Sonderausgabe: Grundzüge der deutschen Auslandpolitik. Geh. M. 1,50.

Diese Broschüre ist von einem mit den wirtschaftlichen und politischen Verhältnissen der Gegenwart besonders gut vertrauten Autor verfaßt. Durch die knappe Zusammenfassung des Stoffes wird das Werk auch demjenigen, der sich mit den wirtschaftspolitischen Forderungen des Tages nicht so sehr beschäftigt, willkommen sein. Am wichtigsten ist der erste Teil: eine Erörterung der

Grundzüge der deutschen Auslandspolitik seit Errichtung des Reiches. Dieses Kapitel wird im Hinblick auf die Wichtigkeit des behandelten Stoffes auch als Sonderabdruck abgegeben. Der Verfasser schildert die weltpolitischen Gestaltungen seit dem Jahre 1871 in gedrängter Kürze. Dabei werden u. a. alle Vorgänge der auswärtigen Politik, die für das Verständnis der Gegenwart wichtig sind, kurz gestreift. Der letzte Abschnitt gibt eine Übersicht über die Politik in der Zeit vom Jahre 1908 bis zum Ausbruch des Weltkrieges.

Im Anschluß an die Erörterung der auswärtigen Politik sucht der Verfasser aus der Vergangenheit und der Gegenwart die Lehren für die Zukunft zu ziehen, soweit es zurzeit möglich ist.

In dem Kapitel »Deutschlands wirtschaftliche Entwicklung und Lage« gibt der Verfasser eine Übersicht über das allmähliche Eintreten Deutschlands in die Weltwirtschaft. Zum Schluß werden die Vorteile, die ein Zusammenschluß der Zentralmächte bietet, geschildert.

Das Buch eignet sich zur Versendung ins Feld, um unseren Feldgrauen einen Überblick über die weltpolitischen Zusammenhänge der Gegenwart zu geben und über die Ziele, um welche jetzt gekämpft wird, aufzuklären.

Das Warenumsatz-Stempelgesetz nebst amtlichen Auslegungen und gemeinverständlichen Erläuterungen von Handelslehrer P. Ch. Martens. 1917. Gesetzverlag L. Schwarz & Comp., Berlin S. Kl.-Oktav. 62 S. Preis M. 1, gebunden M. 1,35.

Vom Warenumsatz-Stempelgesetz wird jeder Kaufmann, Handelsmann usw. betroffen, dessen Jahresumsatz dreitausend Mark erreicht, so daß nahezu jeder Fabrikant, jeder Handeltreibende und jeder Handwerker die Umsatzsteuer zahlen muß.

Um richtige Angaben machen zu können und befähigt zu sein, Beanstandungen und zu hoher Einschätzung erfolgreich zu begegnen, muß man über den Inhalt des Gesetzes und die amtlichen Auslegungen unterrichtet sein. Gemeinverständliche Erläuterungen machen dieses Buch besonders empfehlenswert.

Flieger-Gruß, gedichtet von Karl Blumrich, vertont von Andreas Hofer. Verlag von Karl Blumrich, Buch- und Musikalienhandlung in Wr.-Neustadt. Für Gesang und Klavier, Preis K. 1.80. Mehrere Strophen mit kurz gefaßten, viel sagenden Sätzen besingen die Persönlichkeit des Fliegers, seine Kühnheit, die Gefahren, welche ihn bedrohen. Am Ende einer jeden Strophe erschallt frisch und frei der Fliegergruß: »Glück ab, Gut Land!« Die Vertonung bietet leicht spielbare, musikalisch interessante Motive. S.

Berichtigung.

Von Herrn Prof. Nusselt, Dresden, erhielten wir folgende Zuschrift:

In dem Aufsatz: »Die Strömung im Reaktionsstrahl der vollkommenen vierflügeligen Hubschraube« von W. Nusselt, in Heft 1/2 1916 S. 4, 2. Spalte, 3. Zeile von oben muß es heißen:

»Aus diesen beiden Gleichungen kann man noch die Winkelgeschwindigkeit eliminieren und erhält ein der Gl. 37 entsprechende Gleichung

$$P = \frac{3}{4} \sqrt[3]{2 F_0 \varrho N^2},$$

die einen um 25% kleineren Propellerschub ergibt als die Gl. 37.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — **Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4**, Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg) — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Anschluß an den Deutschen Verband Technisch-Wissenschaftlicher Vereine.

Unseren verehrlichen Mitgliedern geben wir zur gefälligen Kenntnis, daß wir uns dem oben genannten Verein angeschlossen haben, der es sich zur Aufgabe macht:

»unbeschadet der selbständigen Arbeiten der einzelnen Vereine auf ihrem Gebiete dem technischen Schaffen im staatlichen, städtischen und öffentlichen Leben die Stellung und den Einfluß zu sichern, die der Bedeutung der Technik für unser Volk entsprechen«.

Der Vorstand besteht aus Vorstand und Vorstandsrat, letzterer wird aus den Vertretern der einzelnen, dem Verband angehörigen Vereine gebildet.

Vorstand:

1. Vorsitzender: Busley, Geh. Reg. Rat, Dr.-Ing., Berlin,
2. Vorsitzender: Taaks, Kgl. Baurat, Dr.-Ing., Hannover,

Geschäftsführendes Vorstandsmitglied: Diehl, Berlin-Lichterfelde,

Beisitzer: Klingenberg, Professor, Berlin, Saran, Geh. Oberbaurat, Berlin, Springorum, Kommerzienrat, Dr.-Ing., Dortmund.

Vorstandsrat:

von den Vereinen auf die Dauer von drei Jahren ernannte Mitglieder:

Dettmar, Generalsekretär, Berlin (Verein Deutscher Elektrotechniker); Matschoß, Professor, Berlin (Verein Deutscher Ingenieure); Petersen, Dr.-Ing., Düsseldorf (Verein Deutscher Eisenhüttenleute); Rassow, Professor, Leipzig (Verein Deutscher Chemiker); Rudloff, Wirkl. Geh. Oberbaurat, Berlin (Schiffbautechnische Gesellschaft); Wolff, Geh. Baurat, Berlin (Verband Deutscher Architekten- und Ingenieurvereine); Hase, Direktor, Lübeck, (Deutscher Verein von Gas- und Wasserfachmännern); Wussow, Dr., Berlin (Verein Deutscher Straßen- und Kleinbahnverwaltungen); Müller, Dr., Finkenwalde bei Stettin (Verein der Zellstoff- und Papier-Chemiker); Böttinger, von, Geh. Reg.-Rat, Dr. M. d. H., Schloß Arensdorf i./Neumark (Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt); Nugel, Gewerbeassessor, Dr.-Ing., Berlin (Gesellschaft Deutscher Metallhütten- und Bergleute).

Die Bearbeitung der zu behandelnden Fragen findet in hierfür gegründeten Ausschüssen statt, zu denen die beteiligten Vereine ihre Vertreter delegieren.

2. Auszeichnungen und Kommandierungen:

Unser 1. Vorsitzender, der Geheime Regierungsrat Dr. von Böttinger, Mitglied des Herrenhauses, Schloß Arensdorf in der Neumark, wurde mit dem Eisernen Kreuz am weiß-schwarzen Bande ausgezeichnet; dem Abteilungsvorstand im Kgl. Kriegsministerium und Vertreter dieser hohen Behörde in unserem Vorstand, Oberst Oschmann, wurde der Kronenorden II. Klasse mit Schwertern verliehen.

In die neugeschaffene Stellung des Beauftragten der Luftstreitkräfte beim Kriegsamt Berlin, wurde unser Mitglied, Hauptmann Geerdtz, früher Führer eines Armee-Flugparks im Felde, berufen; unser Mitglied, Dr. W. von Oechelhaeuser, Dessau, befehligt zurzeit als Major und Lagerkommandant den Truppenübungsplatz Döberitz bei Berlin.

3. Stiftungen:

Professor Dr. Haber, Direktor des Kaiser-Wilhelm-Instituts für physikalische Chemie und Elektrochemie in Berlin-Dahlem, stiftete der Hochschule M. 50000 zur Pflege der physikalischen Chemie; Geheimer Regierungsrat Professor Dr. Richarz, Direktor des Physikalischen Instituts der Universität, und Gemahlin, Marburg, errichteten eine Bernd-Richarz-Stiftung von M. 10000 zur Förderung des Studiums der Naturwissenschaften.

4. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Dipl.-Ing. Willy Hatlapa, Friedrichshafen am Bodensee, Villa Kalenberg, Friedrichstraße;

Dipl.-Ing. Albert Simon, Werden a. d. Ruhr, Bismarckstraße 24.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:

Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

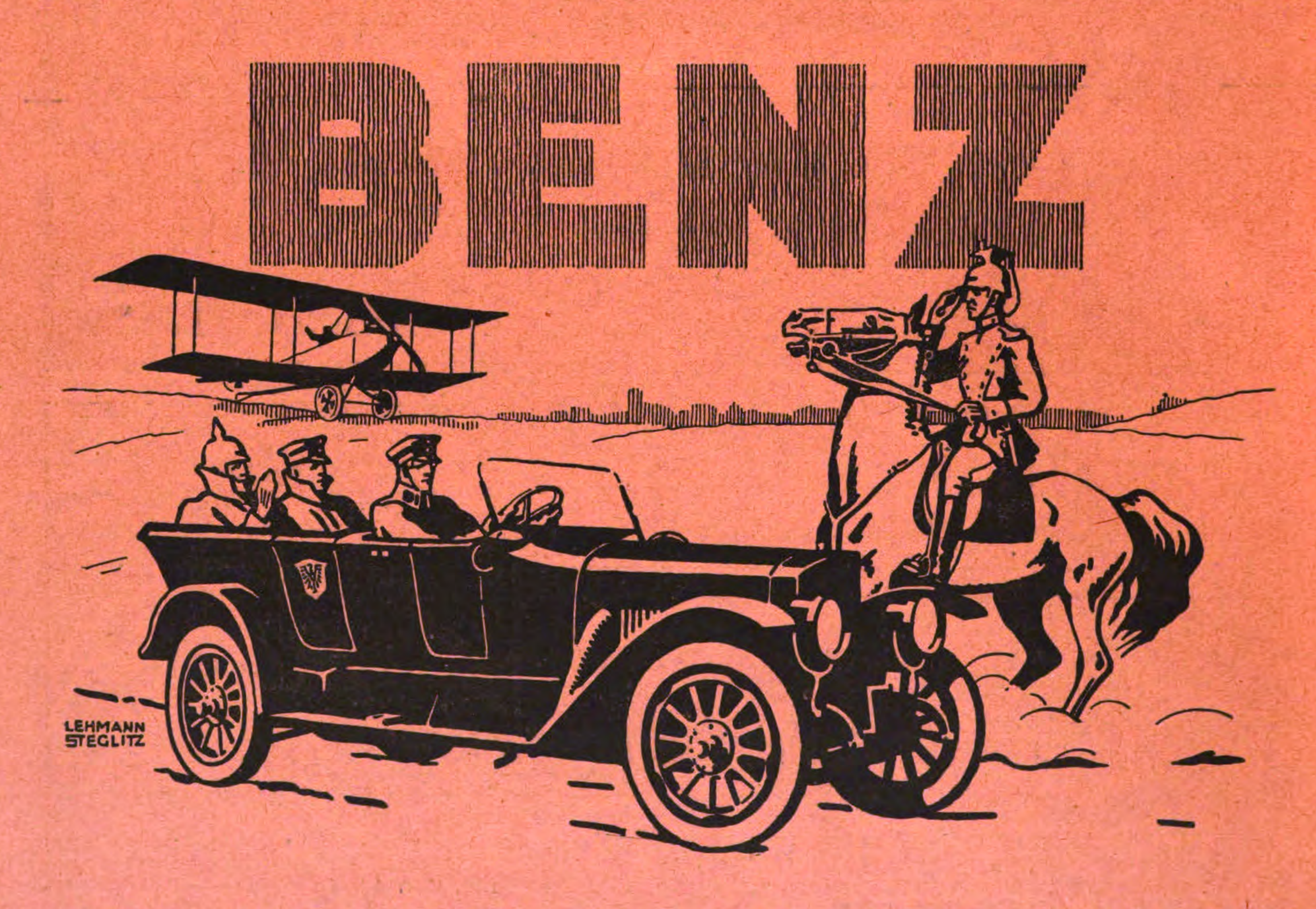
LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen
und
Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. 31. März 1917. Heft 5 u. 6.

By


BENZ
LEHMANN
STEGLITZ

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. | 31. März 1917. | Heft 5 und 6.

INHALT:

12. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.

Kurvendarstellungen des Fluges[1]).

Von E. Everling-Adlershof.

1. Kurvendarstellungen zur Mechanik des Flugzeuges.

In der flugtechnischen Literatur gibt es eine Reihe von Versuchen, den Kraft- oder Leistungs-Bedarf (oft auch fälschlich als »Arbeits-Bedarf« bezeichnet) und die Geschwindigkeit von Flugzeugen im wagerechten Fluge bei verschiedenen Belastungen, Flughöhen und Luftdichten, bei Vollgas oder gedrosseltem Motor auf Grund von graphischen Darstellungen zu ermitteln.

Ich erwähne nur die Abhandlungen von G. König[2]), A. Betz[3]), L. Constantin[4]) und die Darstellung von A. Baumann[5]), die sich auch bei A. Pröll[6]) wiederfindet. Die Schaubilder von F. Bendemann und dem Verfasser[7]) stellten lediglich den Leistungs- und Brennstoffbedarf unter den verschiedenen Gesichtspunkten beim wagerechten Fluge dar. Auch die übrigen erwähnten Kurvenbilder gehen von den Gleichgewichtsbedingungen für den wagerechten Flug aus. Wenn wir diese Darstellungen würdigen und um eine neue, für manche Zwecke besser verwendbare, vermehren wollen, müssen wir daher mit jenem einfachsten Falle beginnen.

2. Die Gleichgewichtsbedingungen beim wagerechten Fluge.

Für den unbeschleunigten wagerechten Flug gelten zwei Grundgleichungen, die sich in Worten schreiben lassen:

»Fluggewicht = Auftrieb«

und

»Schraubenzug = Widerstand«.

[1]) Vorbemerkung: Die Arbeit stellt eine Ergänzung und Fortführung der früheren Untersuchung über den Aufstieg von Flugzeugen (Z. f. Fl. u. Motorl. 1916, Heft 17/18, S. 124) dar. Eine erweiterte Darstellung dieser und ähnlicher Fragen soll demnächst unter dem Titel: »Der Aufstieg von Luftfahrzeugen« als Heft 2 der »Mitteilungen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt« erscheinen.

[2]) G. König, Zugkraft-Diagramme von Flugzeugen, Z. f. Fl. u. Motorl. 1911, S. 301.

[3]) A. Betz, Duchênes Grundlagen für die Beurteilung und Verbesserung eines Flugzeuges, Z. f. Fl. u. Motorl. 1912, S. 86.

[4]) L. Constantin, Das Flugzeug mit veränderlicher Geschwindigkeit, La Technique Aéronautique VII, Nr. 78 vom 15. März 1913, S. 161.

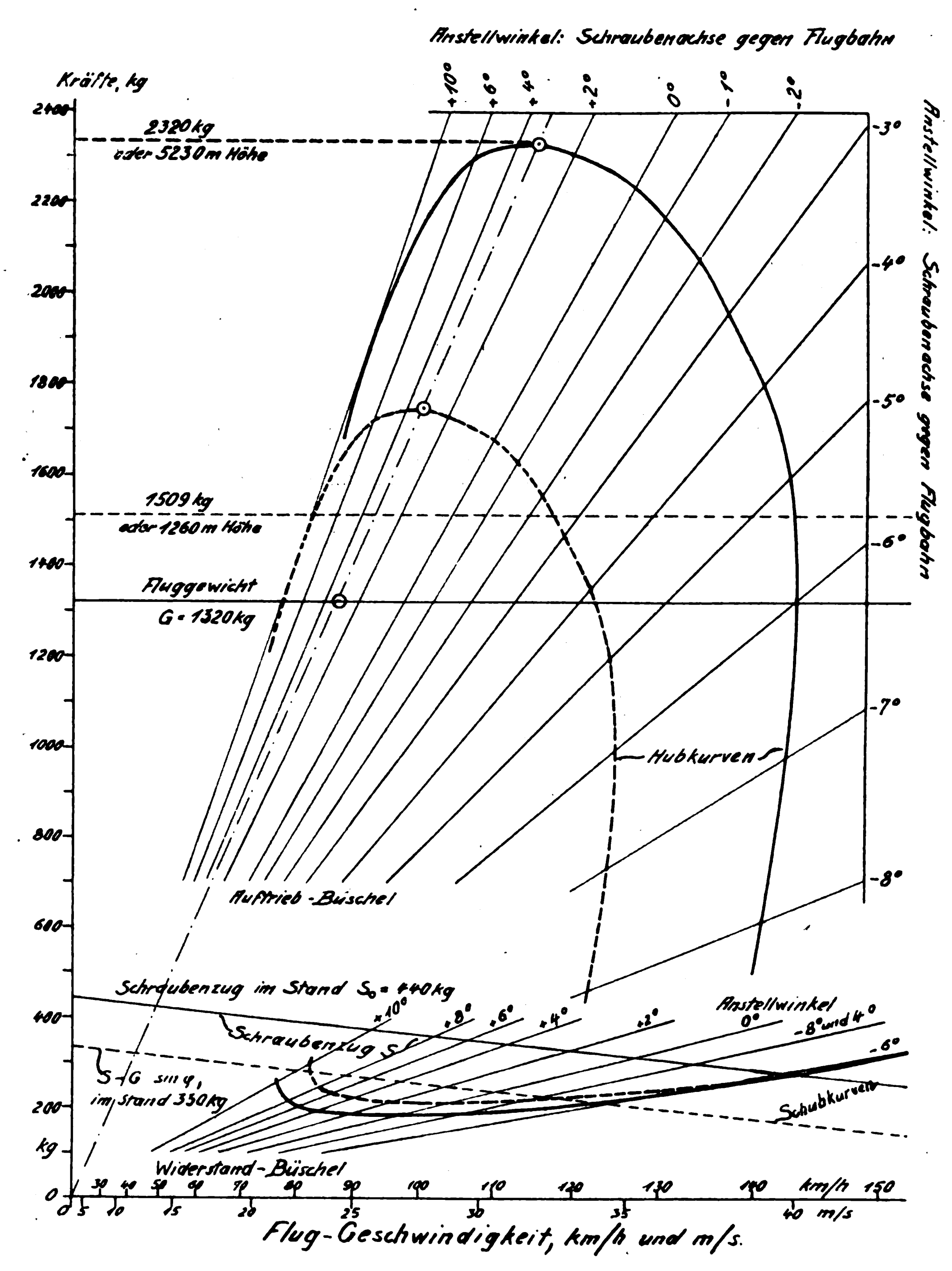
[5]) A. Baumann, Mechanische Grundlagen des Flugzeugbaues, Teil I, S. 145, R. Oldenbourg, München, 1912, sowie: A. Baumann, Gleitzahl und Steiggeschwindigkeit, Z. f. Fl. u. Motorl. 1914, S. 69.

[6]) A. Pröll, Faustformeln für Flugzeugbewertung, Z. f. Fl. u. Motorl. 1916, S. 69.

[7]) F. Bendemann und E. Everling, Die Arbeitsgleichung des Flugzeuges, Z. f. Fl. u. Motorl. 1914, S. 121.

Nun sind sämtliche Luftkräfte, daher auch der Auftrieb und der Flugwiderstand, bekanntlich proportional dem Quadrate der Fluggeschwindigkeit, ferner proportional der Luftdichte und der tragenden Fläche, sowie einem Beiwert, der für jede Flügelform und für jeden Anstellwinkel des Flügels gegen die Luftströmung verschieden ist und durch Modell- oder Flugversuche bestimmt werden kann. Anderseits ist das Fluggewicht eine konstante Größe, während der Schraubenzug seinen Größtwert im Stand, für die Geschwindigkeit Null, besitzt und von da ab um einen Betrag abnimmt, der, was auch Eiffels Messungen bestätigen[1]), ungefähr dem Quadrate der Geschwindigkeit proportional ist.

Man macht nun meist die Voraussetzung, daß der Auftrieb dem Fluggewicht gleich, daher konstant ist, daß also zu jeder Geschwindigkeit ein Anstellwinkel gehört, dessen Beiwert mal dem Quadrat dieser Geschwindigkeit jenen Festwert ergibt. Dann berechnet man die zugehörigen Widerstandwerte und trägt sie als Kurve in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit auf. Diese Kurve stellt also den **notwendigen Schraubenzug** bei verschiedenen Anstellwinkeln bzw. Geschwindigkeiten dar, da ja beim unbeschleunigten Flug der Schraubenzug dem Widerstand gleich sein soll. Eine zweite Kurve, welche die tatsächlich vorhandene Schrauben-Zugkraft angibt, legt durch ihre Schnittpunkte mit der ersten den **möglichen Flugzustand** (oder die beiden möglichen Flugzustände) fest. Die Abszisse eines Schnittpunktes zeigt unmittelbar seine Geschwindigkeit an, der Anstellwinkel



Figur 1. Hubkurve (oben) und Schubkurve (unten) für den unbeschleunigten Flug nach Zahlentafel 1.
Ausgezogen: Kurven für den wagerechten Flug.
Gestrichelt: Hubkurve für den Flug mit 75 v. H. der Triebkraft oder für den Anstieg mit 4,8° Steigwinkel (oben) und Schubkurve für den Flug mit 8/7 des Gewichtes oder in 1260 m Höhe (unten).

[1]) E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, Z. f. Fl. u. Motorl. 1916, S. 127.

folgt aus der Berechnung oder Konstruktion der Kurven. Statt der Kraft wird vielfach auch die Leistung aufgetragen.

Diese bekannten Darstellungen des Fluggleichgewichts wären freilich nicht viel wert, wenn man aus ihnen nichts weiter entnehmen könnte als die möglichen Fälle des wagerechten Fluges mit einem bestimmten Gewicht, die sich ja unmittelbar aus den Grundgleichungen berechnen lassen. Man kann sie aber auch weitgehend verallgemeinern, z. B. für den Fall größerer Motorleistung, geringeren Gewichts, geänderter Flughöhe oder Luftdichte, vor allem für den Aufstieg oder Abstieg. Diese Verallgemeinerungen erfordern jedoch jedesmal eine neue Berechnung der Widerstandskurven oder sind doch recht umständlich auszuführen.

Es soll daher im folgenden ein Verfahren beschrieben werden, das durchsichtig und leicht abzuleiten ist, das aber auch für eine Reihe von Verallgemeinerungen wesentliche Vorteile bietet.

3. Die Hubkurve, eine andere Darstellungsart.

Beachten wir zunächst, daß die Luftkräfte nicht von der Geschwindigkeit selbst, sondern von ihrem Quadrat abhängig sind, und wählen wir dementsprechend als Abszisse die Geschwindigkeits-Quadrate, schreiben aber an die einzelnen Punkte die Geschwindigkeiten selbst. Ferner tragen wir als Ordinaten nicht Leistungen, sondern Kräfte auf. Dann werden die Gewichte wieder durch wagerechte Linien, die Luftkräfte, Auftrieb und Widerstand, aber durch geradlinige Strahlen aus dem Nullpunkt des Koordinaten-Systems wiedergegeben.

Ferner bildet auch der Schraubenzug eine nach rechts abfallende gerade Linie, da er, wie oben erwähnt, vom Standwerte aus mit dem Quadrat der Geschwindigkeit abnimmt.

Drittens empfiehlt es sich für die meisten Fälle, nicht von der Gleichheit des Auftriebes und Gewichtes auszugehen und den erforderlichen Widerstand zu ermitteln, sondern umgekehrt die Gleichung: Luftwiderstand = Schraubenkraft zugrunde zu legen und daraus die Kurven des Auftriebs zu berechnen. Der Schnittpunkt oder die beiden Schnittpunkte dieser »Hubkurve« stellen dann die möglichen Flugzustände dar.

Das Gegenstück zu der Hubkurve erhält man, wenn man in der bisher üblichen Weise aus der Gleichheit von Auftrieb und Gewicht die Kurve des notwendigen Schraubenzuges aufträgt. Wie wir im folgenden sehen werden, lassen sich einige Verallgemeinerungen mit den »Hubkurven«, andere mit diesen »Schubkurven«[1]) bequemer darstellen. Erstere geben aber genauere Schnittpunkte mit den hindurchgelegten Geraden, die sie unter weniger spitzen Winkeln schneiden. Sie haben ferner die günstigsten Werte oben, wie es der Anschauung entspricht, und gestatten, den Auftriebsüberschuß streckenmäßig abzugreifen.

In Fig. 1 ist oben die Hubkurve, unten die Schubkurve für das Modell eines Bréguet-Doppeldeckers im Maßstabe 1 zu 15 nach den Messungen von Eiffel[1]) dargestellt. Den Auftrieb und Widerstand gibt Eiffel für den Anstellwinkel der Sehne des Oberflügels, dessen Einstellwinkel gegen die Schraubenachse nach seinen Angaben 6° betrug. Die Werte sind in der folgenden Zahlentafel 1, bezogen auf die Schraubenachse, zusammengestellt.

Die erste und letzte Reihe enthalten die Werte des Anstellwinkels β der Schraubenachse gegen den Wind, die zweite und dritte den Widerstand und Auftrieb nach der Eiffelschen Angabe, R_x und R_y, d. h. in Grammen für das Modell und bezogen auf eine Geschwindigkeit von 10 m/s. Da das Modell im Maßstab 1 zu 15 ausgeführt war, so müssen diese Werte noch im Verhältnis $15^2/1000 \cdot 10^2$ reduziert, d. h. mit $r = 0{,}00225 = 1/444{,}4$ multipliziert werden, um die Kräfte in kg, bezogen auf ein Flugzeug natürlicher Größe und eine Geschwindigkeit von 1 m/s, zu erhalten. Diese Werte enthält die vierte und fünfte Spalte der Zahlentafel. Sie entsprechen dem Produkt des dimensionslosen Beiwertes mit der Massendichte der Luft und der tragenden Fläche, wie sie in unserer deutschen Literatur üblich ist; also bei Verwendung der gebräuchlichen Bezeichnungen:

$$\left. \begin{aligned} r \cdot R_x &= \frac{\gamma}{g} (\zeta_w \cdot F + \psi \cdot f) = \frac{\gamma}{2g} (c_w \cdot F + c \cdot f), \\ r \cdot R_y &= \frac{\gamma}{g} \cdot \zeta_a \cdot F = \frac{\gamma}{2g} \cdot c_a \cdot F. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Dabei bedeutet:

γ die Gewichtsdichte der Luft in kg-Gewicht/m³,
g die Erdbeschleunigung, 9,81 m/s², also
$\frac{g}{\gamma}$ die Massendichte der Luft in kg-Masse/m³,
F die tragenden Flächen in m²,
f die Fläche des schädlichen Widerstandes,
ζ_w den Widerstands-Beiwert zu F, c_w die doppelte Größe,
ζ_a den Auftriebs-Beiwert zu F, c_a die doppelte Größe,
ψ den Beiwert zu f, c die doppelte Größe,

sämtlich dimensionslose Zahlen.

[1]) »Hub« und »Schub« wären zweckmäßige Ausdrücke statt der schwerfälligen und auf ähnlichen Wissensgebieten ganz anders verwendeten »Auftrieb« und »Widerstand« (vgl. auch die englischen Bezeichnungen »lift« und »drift«).

[1]) G. Eiffel, Nouvelles recherches sur la résistance de l'air et l'aviation, Paris 1914, Textband S. 211—214, Atlas S. 30 und Plan XVI.

Zahlentafel 1.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$\beta =$	$R_x =$	$R_y =$	$r \cdot R_x =$	$r \cdot R_y =$	$R_x + \frac{\sigma}{r} =$	$v^2 = \left(\frac{m^2}{s^2}\right)$	$G = (kg)$	$v^2 = \left(\frac{m^2}{s^2}\right)$	$S = (kg)$	$\beta =$
— 8°	84	180	0,189	0,405	128	1522	616	3258	616	— 8°
— 7°	80	276	0,180	0,621	124	1572	976	2126	383	— 7°
— 6°	78	367	0,176	0,826	122	1597	1320	1598	280	— 6°
— 5°	79	447	0,178	1,006	123	1584	1594	1312	233	— 5°
— 4°	84	525	0,189	1,182	128	1522	1799	1116	211	— 4°
— 3°	91	600	0,205	1,350	135	1444	1949	978	200	— 3°
— 2°	97	667	0,218	1,501	141	1383	2075	879	192	— 2°
— 1°	105	735	0,236	1,654	149	1308	2163	798	189	— 1°
0°	113	800	0,254	1,800	157	1242	2235	733	186	0°
+ 1°	123	864	0,276	1,944	167	1168	2270	679	188	+ 1°
+ 2°	133	928	0,299	2,088	177	1102	2301	632	189	+ 2°
+ 3°	143	989	0,322	2,225	187	1043	2320	593	191	+ 3°
+ 4°	154	1046	0,346	2,353	198	986	2321	561	194	+ 4°
+ 5°	165	1101	0,371	2,477	209	934	2314	533	198	+ 5°
+ 6°	177	1157	0,398	2,603	221	883	2298	507	202	+ 6°
+ 7°	191	1202	0,430	2,704	235	831	2247	488	210	+ 7°
+ 8°	206	1239	0,464	2,788	250	781	2178	473	219	+ 8°
+ 9°	226	1262	0,508	2,839	270	723	2052	465	236	+ 9°
+ 10°	256	1280	0,576	2,880	300	651	1875	458	264	+ 10°

Die Einführung der doppelten Werte für die Beiwerte empfiehlt sich deshalb, weil $q = \frac{\gamma}{2\,g} \cdot v^2$ den Staudruck (kg-Gewicht/m²) darstellt, daher Auftrieb A (kg) und Widerstand W (kg) jetzt folgendermaßen geschrieben werden können, wenn v (m/s) die Fluggeschwindigkeit ist:

$$\left.\begin{aligned} A &= \frac{\gamma}{g} \cdot \zeta_a \cdot F \cdot v^2 = \frac{\gamma}{2\,g} \cdot c_a \cdot F \cdot v^2 = q \cdot c_a \cdot F, \\ W &= \frac{\gamma}{g} (\zeta_w \cdot F + \psi \cdot f)\, v^2 = \frac{\gamma}{2\,g} (c_w \cdot F + c \cdot f)\, v^2 \\ &= q\, (c_w \cdot F + c \cdot f). \end{aligned}\right\} \quad (2)$$

Für unsere Zwecke kommt diese Formelvereinfachung jedoch vorläufig nicht in Betracht.

Wir erhalten lediglich aus (1) nach (2):

$$\left.\begin{aligned} A &= r \cdot R_y \cdot v^2, \\ W &= r \cdot R_x \cdot v^2. \end{aligned}\right\} \quad \ldots \ldots \quad (3)$$

Sodann bezeichnen wir das Fluggewicht noch mit G (kg), den Schraubenzug mit S (kg) und beachten, daß, wie oben erwähnt, der Ansatz gilt:

$$S = \frac{\gamma}{\gamma_0} (S_0 - \sigma \cdot v^2), \quad \ldots \ldots \quad (4)$$

wo S_0 der Schraubenzug im Stand bei der Luftdichte γ_0 ist und σ ein Beiwert, bei gebräuchlichen Schrauben etwa 0,1[1]). Dann lauten die beiden Grundgleichungen des unbeschleunigten Fluges nach (4):

$$\left.\begin{aligned} G &= A = r \cdot R_y \cdot v^2, \\ S &= \frac{\gamma}{\gamma_0} (S_0 - \sigma \cdot v^2) = r \cdot R_x \cdot v^2, \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (5)$$

Die Werte der erreichten Fluggeschwindigkeit v und des Gewichtes $\overline{G}$, das bei jedem Anstellwinkel getragen werden kann, sind ebenfalls, und zwar in Spalte 7 und 8 der Zahlentafel 1 eingetragen. (Das mögliche Fluggewicht $\overline{G}$ ist durch Überstreichen vom wirklichen Fluggewicht G unterschieden.)

$\overline{G}$ und v^2 berechnen sich nach (5) aus:

$$\overline{G} = \frac{S \cdot R_y}{R_x} = \frac{\gamma}{\gamma_0} (S_0 - \sigma \cdot v^2) \frac{R_y}{R_x} \quad \ldots \quad (6)$$

und aus:

$$v^2 = \frac{S}{r \cdot R_x} = \frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot \frac{S_0 - \sigma \cdot v^2}{r \cdot R_x}, \quad (7)$$

oder, wenn wir zunächst den Flug in der Ausgangshöhe betrachten, also

$$\gamma = \gamma_0 \quad (8)$$

annehmen, folgt für die Berechnung von v^2 und $\overline{G}$:

$$\left.\begin{aligned} v^2 &= \frac{S_0}{r \cdot R_x + \sigma}, \\ \overline{G} &= \left(S_0 - \frac{\sigma \cdot S_0}{r \cdot R_x + \sigma}\right) \frac{R_y}{R_x} = S_0 \frac{r \cdot R_y}{r \cdot R_x + \sigma}. \end{aligned}\right\} \quad (9)$$

Spalte 6 der Zahlentafel enthält die hierin auftretende Hilfsgröße

$$\frac{r \cdot R_x + \sigma}{r} = R_x + \frac{\sigma}{r} = R_x + 44.$$

Der Wert S_0 ist dabei zu 440 kg, entsprechend einem Motor von 160 PS oder 118 kW, angenommen.

Mit Hilfe der Angaben von Tafel 1 ist die Fig. 1 gezeichnet worden. Man sieht die Strahlenbüschel für den Auftrieb und Widerstand bei den einzelnen Werten des Anstellwinkels, von denen das Widerstandbüschel durch die Schraubenzugkurve geschnitten wird. Die Schnittpunkte werden hinaufgelotet bis zu den Auftriebstrahlen des gleichen Anstellwinkels, und der Ort der so entstehenden Punkte ist die Hubkurve. Die Werte von v^2 und $\overline{G}$ in der 7. und 8. Spalte geben die Koordinaten einzelner Punkte der Hubkurve und damit eine Nachprüfung der Konstruktion durch die Rechnung. Von der gestrichelten Kurve in Fig. 1 (oben) wird bei Erörterung des Steigfluges die Rede sein.

Schneidet man die Hubkurve nun durch eine wagerechte Linie in Höhe des normalen Fluggewichts, also etwa für $G = 1320$ kg $= 3 \cdot S_0$, so erhält man zwei Schnittpunkte, die möglichen Flugzuständen entsprechen. Der eine liegt bei einem Anstellwinkel von fast genau — 6° (also bei wagerechter Flügelsehne!) und bei einer Fluggeschwindigkeit von 40 m/s oder 144 km/h, während der andere einem großen Anstellwinkel entspricht, bei dem der Flug nicht mehr stabil sein wird. Für andere Profile oder größere Fluggewichte ist jedoch ein Flug mit diesem »second régime« möglich[1]).

Das gleiche Ergebnis zeigt die Schubkurve in Fig. 1 (unten), die ganz ähnlich gewonnen wurde, für den wagerechten Flug. Sie gestattet jedoch die im folgenden behandelten Änderungen nicht so bequem auszuführen wie die Hubkurve. Die zehnte Spalte der Zahlentafel 1 enthält die Werte der Ordinaten zu dieser Schubkurve, nämlich den Widerstand W, der vorhanden ist, d. h. den Schraubenzug $\overline{S}$, der erforderlich ist, wenn der Auftrieb dem Gewichte G entspricht. Im Gegensatz zum wirklichen Schraubenzug S ist der erforderliche $\overline{S}$ überstrichen. Er hat nach Gleichung (3) den Wert:

$$\overline{S} = G \cdot \frac{R_x}{R_y}. \quad \ldots \ldots \ldots \quad (10)$$

Die zugehörigen Abszissenwerte sind in Spalte 9 eingetragen. Sie folgen, analog zur ersten Gleichung (9), aus der Formel

$$v^2 = \frac{G}{r \cdot R_y}. \quad \ldots \ldots \ldots \quad (11)$$

4. Änderung des Gewichtes.

Wenn das Fluggewicht sich ändert, so verschiebt sich die wagerechte Schnittlinie der Hubkurve, und damit die Schnittpunkte selbst. Man erkennt aus der Figur, z. B. aus der gestrichelten Linie für 1509 kg, daß eine geringfügige Erleichterung des Flugzeuges die Geschwindigkeit im allgemeinen nicht wesentlich verbessert, daß dagegen eine starke Überlastung den Schnittpunkt der Gewichtslinie mit der Hubkurve bedeutend nach links rückt. In diesem Falle muß also, wenn überhaupt noch ein Abflug vom Boden möglich ist, die Geschwindigkeit des normalen Fluges verringert, die des »verhaltenen« Fluges aber vergrößert werden. Beide Schnittpunkte der Hubkurve mit der Wagerechten rücken zusammen, auch der zweite entspricht jetzt einem stabilen Flugzustand, und das verfügbare Geschwindigkeitsintervall wird umso geringer, je größer das Gewicht wird. Die höchste Last, die im Fluge eben noch getragen werden kann, mit der aber ein Abflug ebensowenig wie eine Landung möglich ist, die sogar nicht die geringste Steuerbewegung mehr zuläßt, erhält man durch die wagerechte Tangente an die Hubkurve, im Falle unserer Figur also für 2320 kg. Dieser extreme Flugzustand verlangt einen einzigen Wert der Fluggeschwindigkeit v, hier 32,1 m/s, und einen bestimmten Anstellwinkel, hier 3,4°. Für diesen Winkel hat die »Triebzahl«, nämlich das Verhältnis des Flugwiderstandes einschließlich »Schraubenwiderstand« zum Auftrieb[2]), die der »Gleitzahl«[3]) ähnlich ist, ihren kleinsten, also besten Wert. Bei anderen Belastungen und anderen Anstellwinkeln fliegt man natürlich mit einer weniger günstigen Triebzahl[4]).

Versucht man die entsprechende Konstruktion für Änderung des Gewichtes bei der Schubkurve, so sieht man, daß z. B. für eine Gewichts-Vermehrung von 1320 auf 1509 kg, also 8/7, sämtliche Schnittpunkte der Gewichtslinie mit dem Auftriebsbüschel sich um 8/7 vom Nullpunkt entfernen. Daher werden beim Herabloten auf das Widerstandsbüschel auch die Punkte der Schubkurve um denselben Betrag vom Anfangspunkt abrücken. Das gibt eine Vergrößerung der Schubkurve

[1]) Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, a. a. O., besonders Formel (8), S. 127.

[1]) Vgl. besonders L. Constantin, a. a. O.

[2]) Vgl. E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, Z. f. Fl. u. Motorl. 1916, S. 128.

[3]) Vgl. E. Everling, Zur Arbeitsgleichung des Flugzeuges, Z. f. Fl. u. Motorl. 1914, S. 197, Anm. 2.

[4]) Vgl. A. Baumann, Gleitzahl und Steiggeschwindigkeit, Z. f. Fl. u. Motorl. 1914, S. 269.

im gleichen Verhältnis 8 zu 7, wie sie in Fig. 1 (unten) durch die gestrichelte Kurve dargestellt ist, und deren Schnittpunkte mit der Schraubenkraftlinie geben dann die möglichen Flugzustände, dieselben, die sich auf viel einfachere Weise aus der Hubkurve ermitteln ließen.

5. Änderung der Flughöhe und Luftdichte.

Wir haben diese Verhältnisse, obwohl ein Flug mit solcher Überlastung unmöglich ist, so eingehend erörtert, weil der obere Teil der Hubkurve ein anderes, wichtiges Anwendungsgebiet besitzt, nämlich den wagerechten Flug in größerer Höhe oder bei verminderter Luftdichte[1]). Bereits 1913 hat Prandtl[2]) darauf hingewiesen, daß unter der Annahme gleichbleibender Schraubendrehzahl[3]) alle Kräfte im unbeschleunigten Fluge, nämlich Widerstand, Auftrieb und Schraubenzug, der Luftdichte (nicht dem Luftdruck) entsprechend abnehmen, mit alleiniger Ausnahme des Fluggewichts, das natürlich konstant bleibt. Man kann daher die Verhältnisse des Fliegens in größerer Höhe dadurch wiedergeben, daß man das Fluggewicht im umgekehrten Verhältnis der Luftdichte vermehrt.

Um z. B. den Flug in 3 km Höhe darzustellen, wo die Luftdichte nur noch 72,7 vH oder 0,727 des Wertes am Boden beträgt[1]), muß man das Gewicht $G = 1320$ kg auf den $\frac{1}{0,727}$ fachen oder 1,38 fachen Wert, also auf $G = 1820$ kg erhöhen. Die Gewichtslinie 1509 kg in Fig. 1 entspricht daher umgekehrt einem Fluge mit 1320 kg, aber in einer Luftdichte von 7/8 des Bodenwertes, also in etwa 1260 m Höhe. Ebenso ergibt das Verhältnis des Gewichtes, das gerade noch getragen werden könnte, in unserem Falle 2320 kg bei einem Anstellwinkel von 3,4° und der Geschwindigkeit 32,1 m/s oder 115,6 km/h, die größte erreichbare Höhe: 2320 verhält sich zum wirklich vorhandenen Gewicht $G = 1320$ kg wie 1,76 zu 1, oder wie 1 zu 0,569. Eine Luftdichteabnahme auf 56,9 vH entspricht aber einer Höhe von 5230 m.

Für die Schubkurve gilt das gleiche wie im 4. Abschnitt. Die gestrichelte Kurve in Fig. 1 unten ist daher zugleich als Schubkurve für 1260 m Höhe anzusehen.

Man erkennt jetzt, warum wir im vorhergehenden Abschnitt die Gewichtsänderungen auch für unmögliche Flugzustände so ausführlich erörtert haben: Wir hatten die Höhenänderungen und die damit verbundenen Variationen von Anstellwinkel und Geschwindigkeit, sowie von deren Spielraum, im Auge.

6. Änderungen an Motor oder Luftschraube.

Anders liegen die Verhältnisse, wenn man es mit Änderungen der Maschinenanlage zu tun hat. Betrachten wir zunächst den häufigen Fall, daß der Motor durch willkürliches Abdrosseln oder durch zufälliges Versagen an Leistung nachläßt. Dann wird der Schraubenzug im Stand geringer, der in der Fahrt ebenfalls, aber nicht im gleichen Maße. Denn der Schnittpunkt der nach rechts schräg abfallenden Schraubenzugkurve mit der wagerechten v-Achse, also der Geschwindigkeitswert, für den der Schraubenzug Null wird, kann sich durch Abdrosseln nicht wesentlich ändern, weil dieser Punkt nahe zusammenfällt mit dem (etwas größeren) Geschwindigkeitswert, für den das Schraubendrehmoment Null wird (und der Zug einen kleinen negativen Betrag annimmt); der letztere Punkt ist aber von der augenblicklichen Motorleistung unabhängig. In diesen Fällen erhält man also eine Schraubenkraftkurve, die ebenfalls angenähert eine Gerade ist und die ursprüngliche Zuglinie etwas unterhalb der Geschwindigkeitsachse schneidet. Damit ändern sich die Schnittpunkte mit dem Widerstandsbüschel und die Hubkurve selbst in einer Weise, die eine Neukonstruktion der letzteren erfordert. In solchen Fällen, auch wenn die Schraubenkraftlinie sich aus irgendwelchen Gründen in unregelmäßiger Weise ändert, bedient man sich mit Vorteil der Schubkurve. Diese ändert sich nämlich bei den Variationen der Triebanlage nicht. Es ergeben sich lediglich andere Schnittpunkte mit der veränderten Schraubenkraftkurve.

Dagegen kann man die Hubkurve verwerten, sobald man die Schraubenkraftkurve parallel zu sich selbst verschiebt. Dazu ist man z. B. berechtigt, wenn man etwa annimmt, daß ein Flugzeug bei ungeändertem Gesamtgewicht einen schwächeren oder stärkeren Motor mit dazu passender Schraube erhält. In diesem Fall werden alle Schnittpunkte der Schraubenkraftlinie mit dem Widerstandsbüschel in gleichem Maße zum Nullpunkt hingerückt oder von ihm entfernt. Daher verändert auch die Hubkurve ihren Abstand vom Nullpunkt proportional zur Änderung der Triebkraft. In der Fig. 1 ist sie z. B. für 3/4 der ursprünglichen Schraubenkraft gestrichelt eingetragen, ebenso die zugehörige Schraubenkraftlinie. Hier kann man also die Hubkurve beibehalten, obwohl auch hier die Schubkurven einfachere Verhältnisse ergeben. Letztere müssen aber, wie wir oben sahen, für die Betrachtung der Variationen des Fluggewichtes, des Luftdruckes oder der Höhe, die man weit häufiger braucht, in ganz analoger Weise proportional vergrößert oder verkleinert werden, wie hier die Hubkurve.

7. Der ansteigende Flug.

Die beschriebene Parallelverschiebung der Schraubenkraftkurve, die eine Änderung des Triebwerkes darstellt, wird man meist in anderem Sinne deuten und verwenden, nämlich zur Darstellung des Steigfluges.

Bei einem Anstieg unter dem Winkel φ wirkt dem Zug der Schraube bekanntlich außer dem Widerstand noch die Komponente des Gewichtes G, die in die Richtung der Flugbahn fällt, nämlich $G \cdot \sin \varphi$, entgegen, während der erforderliche Auftrieb auf $G \cdot \cos \varphi$ abnimmt. Da aber der Steigwinkel im allgemeinen kleiner als 14° bleiben wird, so unterscheidet sich der Cosinus nur um höchstens 3 vH von 1, sodaß wir $G \cdot \cos \varphi$ mit G vertauschen können, umsomehr als tatsächlich wegen der stets vorhandenen Störungen immer ein geringer Auftriebsüberschuß erforderlich ist. Die Gewichtslinie bleibt also an ihrer Stelle, während die Schraubenzuglinie sich parallel verschiebt, indem ihre sämtlichen Ordinaten um $G \cdot \sin \varphi \approx G \cdot \varphi$ verkleinert werden. Dementsprechend ändern sich bei der Schubkurve die Schnittpunkte, während die Hubkurve proportional verkleinert wird. In der Fig. 1 war die Schraubenzuglinie und die Hubkurve für 3/4 der Triebkraft gestrichelt eingetragen. Wir erkennen jetzt, daß dies einem Anstieg unter 4,8° entspricht, weil:

$$\frac{S - G \cdot \sin \varphi}{S} = \frac{3}{4}, \text{ also: } \sin \varphi = \left(1 - \frac{3}{4}\right) \frac{S}{G} = \frac{1}{12} \text{ ist.}$$

Der steilste Steigflug erfolgt mit dem Anstellwinkel, der auch dem Fluge mit der größten Belastung, in der geringsten Luftdichte oder in der Maximalhöhe entspricht, denn für diesen Wert kann die Hubkurve am stärksten verkleinert werden, bevor sie die Linie des normalen Fluggewichtes tangiert. Die Schubkurve hat für den gleichen Wert die verminderte Schraubenzuglinie zur Tangente. In unserem Beispiel ist, wie oben gezeigt wurde, das Verhältnis zwischen dem größtmöglichen und dem augenblicklichen Gewicht 1,76, also kann die Hubkurve im Verhältnis 1 zu 1,76 oder 0,569 verkleinert werden. Der Schraubenschub S wird auf $S - G \cdot \sin \varphi$ im gleichen Maße verringert, also ist:

$$\sin \varphi = \frac{S}{G}(1 - 0{,}569) = \frac{440}{1320} \cdot 0{,}431 = 0{,}144;$$

demnach ist der Winkel des steilsten Steigens: $\varphi = 8{,}3°$.

Da für den Scheitel der Hubkurve die Bahngeschwindigkeit des Flugzeuges 32,1 m/s beträgt, und da die v-Skala quadratisch geteilt ist, so ist sie für diesen steilsten Anstieg nur noch: $32{,}1 \times \sqrt{0{,}569} = 24{,}2$ m/s. Die Steiggeschwindigkeit beträgt daher $24{,}2 \times 0{,}144 = 3{,}39$ m/s.

[1]) E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, a. a. O., S. 126. Dort findet sich auch eine Tabelle und eine Formel für die Abnahme der Luftdichte (und des Luftdruckes) mit zunehmender Höhe, bei einer Temperaturverteilung, die dem Jahresmittel entspricht.

[2]) L. Prandtl, Höhenflug und Belastungsflug, Z. f. Fl. u. Motorl. IV, 1913, Heft 20, S. 266.

[3]) Diese Annahme, die voraussetzt, daß die Motorleistung der Luftdichte proportional abnimmt, wird in der demnächst erscheinenden eingangs erwähnten Arbeit näher begründet.

Man erkennt aus dem Diagramm leicht, daß der steilste Steigflug nicht der schnellste sein kann. Denn wenn man den Anstellwinkel etwas kleiner wählt, so darf man noch nahezu das gleiche Verkleinerungsverhältnis für die Hubkurve anwenden, dagegen werden die Geschwindigkeiten größer, also auch die Steigfähigkeit. Man kann nun durch Probieren, oder indem man die Hubkurve an dieser Stelle durch eine Parabel ersetzt, den Anstellwinkel ermitteln, bei dem der schnellste Anstieg stattfindet. Dieser Winkel wird von dem des steilsten Anstiegs, besonders in geringen Höhen, bei großen Luftdichten, beträchtlich abweichen, dagegen ist die Steigfähigkeit selbst nur um höchstens (am Boden) 6 vH größer als beim steilsten Anstieg; und diese 6 vH werden praktisch wohl stets durch äußere Störungen wettgemacht werden. Es genügt daher vollkommen, mit den Werten für den steilsten Anstieg zu rechnen, wenn man etwa die Steigzeiten ermitteln will.

8. Die Herleitung von Steigkurven.

Wir können also z. B. die Kurve des besten Anstiegs aus dem Diagramm herzuleiten versuchen, und zwar entweder als Flugbahnkurve im Raum (Höhe abhängig von der wagerechten Flugweite) oder als Barographenkurve (Höhe abhängig von der Zeit). Da der steilste Anstieg immer bei einem bestimmten Anstellwinkel, hier 3,4°, erfolgt, so genügt es zur Ableitung des besten Steigens nach dem vorhergesagten, auf dem Strahl zu diesem Winkel die verschiedenen Verkleinerungsverhältnisse für die Hubkurve zu betrachten, zunächst zwischen der Kurve und der Gewichtslinie selbst, sodann die immer geringeren Werte zwischen der Kurve und den (der Luftdichte entsprechend) höher gerückten Gewichtslinien. Für die Gipfelhöhe der Flugbahn ist dieses Verhältnis natürlich 1 zu 1, also der Steigwinkel Null.

Die Bahngeschwindigkeit bei diesem Anstieg nimmt, wie man sieht, mit der Höhe zu, und zwar umgekehrt proportional der Quadratwurzel aus der Luftdichte. Mit anderen Worten: Der unbeschleunigte Anstieg mit konstantem Anstellwinkel ist in erster Annäherung (Vernachlässigung der Cosinus-Glieder) gleichbedeutend mit dem Anstieg bei konstantem Staudruck. Diesen Anstieg habe ich in der bereits erwähnten Arbeit[1]) rein analytisch behandelt und dabei auch die Gleichungen der Flugbahn- und Barographenkurve[2]) gewonnen.

In jenem Fall war eine geschlossene Integration der Bewegungsgleichungen möglich. Aus der vorliegenden Darstellung lassen sich aber auch dann die Werte der Bahn- und Steiggeschwindigkeit, des Steigwinkels, der Steigzeit und der Flugweite herleiten, wenn man für den Anstellwinkel Annahmen macht, die nur eine gliedweise Integration zulassen. Als Beispiel sei der Aufstieg mit gleichbleibender Bahngeschwindigkeit, etwa mit 35 m/s oder 126 km/h, behandelt. Aus den Kurven folgt sogleich, wenn man sie mit der senkrechten Linie der gewünschten Geschwindigkeit zum Schnitt bringt, daß eine solche Bewegung natürlich nur durch Veränderung des Anstellwinkels zu erzielen ist. Die Linie zu 35 m/s schneidet die wagerechte Gewichtslinie bei einem Anstellwinkel von 4,6°. Legt man den zugehörigen Strahl aus dem Nullpunkt durch den Schnittpunkt, so wird er durch die Gewichtslinie einerseits, durch die Hubkurve anderseits im Verhältnis 0,781 geschnitten. In diesem Verhältnis kann also die Hubkurve verkleinert werden, bis sie die Gewichtslinie bei der verlangten Geschwindigkeit schneidet. Dem entspricht ein Steigwinkel von 4,2°, also bei der gegebenen Bahngeschwindigkeit ein Anstieg von 2,56 m/s. Ebenso berechnet man die Steiggeschwindigkeit für die nächste Höhenstufe, etwa 1260 m, nimmt das Mittel aus beiden und erhält daraus die Steigzeit für das Intervall. Nach dem gleichen Verfahren folgt aus der Horizontalgeschwindigkeit die gesamte Flugweite.

Die Zahlentafel 2 wird das Verfahren erläutern (s. u.).

Für den Schnittpunkt der Geschwindigkeitslinie mit der Hubkurve selbst, die dem wagerechten Flug mit der Geschwindigkeit 35 m/s entspricht, findet man schließlich das Gewicht 2250 kg, also ein Luftdichteverhältnis 75/44 oder eine Gipfelhöhe von 5035 m. Dieser Gipfelhöhe entspricht auch die Asymptote in der Fig. 2, die die Bahnkurve und die Barographenkurve nach Zahlentafel 2 enthält. Eine derartige Darstellung kann natürlich umso höheren Anspruch auf Genauigkeit machen, je enger die einzelnen Höhenstufen bei-

---

[1]) E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, a. a. O.

[2]) Die Gleichung der Barographenkurve war dort in der Form gegeben (Gleichung [37], S. 131):

$$t - t_0 = \frac{1}{0{,}000046\, K . v_g} \cdot \log \left\{ \frac{10^{0{,}023(Z_g - Z)} + 1}{10^{0{,}023(Z_g - Z)} - 1} \cdot \frac{10^{0{,}023(Z_g - Z_0)} - 1}{10^{0{,}023(Z_g - Z_0)} + 1} \right\},$$

wo Z die Höhe in km ist.
Man kann diesen Ausdruck noch vereinfachen, wenn man für die geschweifte Klammer angenähert setzt: $\left(\frac{Z_g - Z_0}{Z_g - Z}\right)$. Das läßt sich leicht daraus beweisen, daß:

$$\frac{e^{2x} - 1}{e^{2x} + 1} = \mathfrak{Tg}\, x = x - \frac{x^3}{3} + \frac{2x^5}{15} \approx x,$$

wobei: $e^{2x} = 10^{0{,}046\,(Z_g - Z)}$,

also: $x = 2{,}30 \times 0{,}023\,(Z_g - Z)$ ist;

und analog für $(Z_g - Z_0)$.

Das gleiche Ergebnis erhält man, wenn man in der dortigen Fig. 4 die Steiggeschwindigkeit als lineare Funktion der Höhe betrachtet, also in Gleichung (38) den hyperbolischen Sinus durch $\frac{1}{2} \times 0{,}053\,(Z_g - Z)$ ersetzt und dann integriert. Das bedeutet also den Aufstieg mit dem Ansatz: Steiggeschwindigkeit proportional dem Abstand von der Gipfelhöhe, der mit dem vorliegenden nahe zusammenfällt.

Zahlentafel 2.

Luftdichtenverhältnis	1	8/7	6/5	4/3	3/2	5/3	—
Entsprechende Höhe	0	1260	1720	2720	3820	4820	m
Höhendifferenz	—	1260	460	1000	1100	1000	m
Scheinbares Gewicht	1320 = G	1509	1584	1760	1980	2200	kg
Anstellwinkel β, Grad	— 4,6	— 3,7	— 3,3	— 2,4	— 1,3	0,0	Grad
Verkleinerung	0,781	0,813	0,830	0,867	0,921	0,985	—
deshalb sin φ =	0,073	0,055	0,047	0,033	0,018	0,003	—
und Steigwinkel φ, Grad	4,2	3,1	2,7	1,9	1,0	0,2	Grad
Steiggeschwindigkeit	2,56	1,93	1,65	1,16	0,63	0,11	m/s
Mittelwert derselben	—	2,24	1,79	1,40	0,89	0,37	m/s
also Steigzeit in s	—	563	257	711	1248	2688	s
und Steigzeit in min	—	9,4	4,3	11,8	20,8	44,8	min
Gesamte Steigzeit, min	0,0	9,4	13,7	25,5	46,3	91,1	min
Horizontalgeschwindigkeit	34,9	34,9	35,0	35,0	35,0	35,0	m/s
Mittelwert derselben	—	34,9	34,9	35,0	35,0	35,0	m/s
also Flugweite in m	—	19680	8980	24900	43680	94100	m
Gesamte Flugweite, km	0,0	19,7	28,7	53,6	97,2	191,3	km

einander liegen. In Tafel 2 sind zwischen Erdboden und Gipfelwert nur 5 Höhenstufen eingeschaltet.

Man könnte versuchen, diese Verhältnisse auch mit Hilfe der Schubkurve herzuleiten. Dabei hätte man den Vorteil, daß der ansteigende Flug einfach durch Parallelverschiebung der Schraubenzuglinie dargestellt werden kann, aber den Nachteil, daß einer Änderung von Gewicht, Luftdruck oder Höhe hier eine proportionale Vergrößerung oder Verkleinerung der Schubkurve entspricht. Damit wird man zwar unabhängiger von einer speziellen Annahme über die Natur der Schraubenkraftlinie; aber Aufgaben, wie die in Zahlentafel 2 durchgeführte, sind ungleich schwerer zu lösen, weil man die proportionale Schubkurve tatsächlich konstruieren müßte, während bei dem oben dargestellten Verfahren mit der Hubkurve die Verkleinerungsverhältnisse unmittelbar an den Auftriebstrahlen bis zur Geschwindigkeitslinie oder bis zur Hubkurve abgegriffen werden können.

9. Der absteigende Flug.

Es bedarf wohl kaum der Erwähnung, daß der absteigende Flug mit voller Motorleistung, unter dem Winkel ($-\varphi$), bei dem der Schraubenzug um den Betrag $G \cdot \sin(-\varphi)$ verkleinert, also um $G \cdot \sin \varphi$ vergrößert wird, in ganz analoger Weise durch Verschiebung der Schraubenkraftlinie nach oben, also durch Vergrößerung der Hubkurve dargestellt werden kann. In diesem Falle tritt freilich die Komplikation hinzu, daß das reduzierte Fluggewicht $G \cdot \cos \varphi$ jetzt nicht mehr mit G vertauscht werden darf, da φ, z. B. beim Sturzflug, beträchtliche Werte annehmen kann. Also muß auch die Gewichtslinie hier nach unten verschoben werden.

Die Schubkurve würde daher ebenfalls im Verhältnis $\cos \varphi$ verkleinert werden müssen, wenn man mit ihr rechnen wollte. Sonst bietet dieser Fall nichts grundsätzlich Neues.

10. Der Gleitflug.

Dagegen ist hier der Gleitflug ohne Motor von Interesse. In diesem Fall wirkt als vorwärts treibende Kraft lediglich die tangential zur Flugbahn gerichtete Komponente des Gewichtes, $-G \cdot \sin \varphi$. Die Strahlen des Widerstandsbüschels sind also hier mit einer Wagerechten in diesem Abstand zum Schnitt zu bringen. An Stelle der Hubkurve tritt daher eine »Gleitkurve«. Dagegen bleibt die Schubkurve unverändert, wird nur im Verhältnis $\cos \varphi$ verkleinert und gibt durch ihren Schnittpunkt mit der Linie $-G \cdot \sin \varphi$ den Anstellwinkel und die Geschwindigkeit des unbeschleunigten Gleitfluges unter diesem Winkel $-\varphi$ an. Von der Gleitkurve aber hat jedesmal nur ein Punkt Giltigkeit, nämlich der Schnittpunkt mit der Gewichtslinie. Für geänderte Gewichte ändert sich die Gleitkurve selbst proportional.

Den Anstellwinkel, die Geschwindigkeit und den Bahnwinkel des flachsten Gleitens erhält man aus dem Berührungspunkt der wagerechten Tangente an die Schubkurve, oder aus der ursprünglichen Hubkurve, wenn man an sie die Tangente legt, die durch den Schnittpunkt der Schraubenzuglinie mit der Abszissenachse geht. Denn diese beiden Tangenten entsprechen dem besten Verhältnis des Widerstandes zum Auftrieb, also der besten Gleitzahl.

Aus den Kurvendarstellungen erkennt man noch, daß Gewicht, Luftdichte oder Flughöhe beim Gleitflug nicht mehr auf den Anstell- und den Gleitwinkel, sondern nur noch auf die Gleitgeschwindigkeit einwirken.

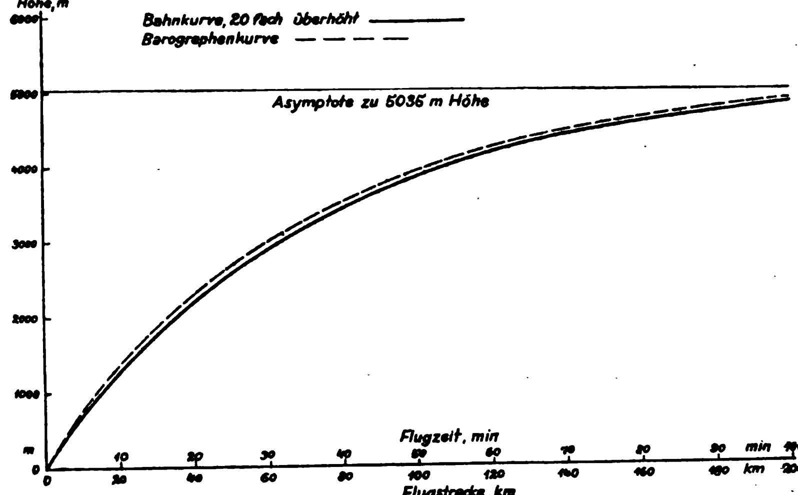
11. Zusammenfassung.

1. Die bisherigen Kurvendarstellungen zur Mechanik des Fluges werden erörtert.

2. An den Gleichgewichtsbedingungen für den wagerechten Flug wird eine andere Darstellungsart, die »Hubkurve«, hergeleitet, sowie ihre Umkehrung, die »Schubkurve«, die den bisherigen Darstellungen ähnelt.

3. An diesen Kurven werden die Flugeigenschaften bei verschiedenem Gewicht, bei verschiedener Luftdichte und Flughöhe, sowie bei Änderungen an Motor und Luftschraube untersucht.

4. Die Verhältnisse beim an- und absteigenden Flug, ferner beim Gleitflug lassen sich aus den Kurven ebenfalls leicht entnehmen.



Figur 2. Steigkurve (20-fach überhöht, ausgezogen) und Barographenkurve (gestrichelt), die aus Fig. 1 unter der Annahme gleichbleibender Bahngeschwindigkeit (35 m/s = 126 km/h) durch gliedweise Integration nach Zahlentafel 2 abgeleitet wurden.

5. Durch stufenweise Auswertung sind aus der Hubkurve auch die Flugzustände, die Steig- und Barographenkurven bei verschiedenen Vorschriften für den Aufstieg (z. B. mit konstantem Staudruck und mit gleichbleibender Bahngeschwindigkeit) zu ermitteln.

Pendelrahmen zur Prüfung von Flugmotoren.

Von Dr.-Ing. **Otto Theodor Steinitz.**

(Schluß aus Heft 3/4.)

B. Pendelrahmen mit desaxialer Lagerung.

Wir haben gesehen, daß sämtliche Pendelrahmen mit axialer Lagerung erhebliche konstruktive Schwierigkeiten bieten, wenn der Aufbau nicht nur die Forderung der axialen Pendelung, sondern auch die übrigen, im ersten Teile entwickelten Konstruktionsbedingungen erfüllen soll. Auch die Anordnung der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt hat nicht alle Schwierigkeiten restlos beseitigt.

Es liegt daher nahe, zu prüfen, ob nicht von der Bedingung der Pendelung um die Motorachse abgegangen werden kann, ohne daß die Messung fehlerhaft wird oder wenigstens, ohne daß die dadurch bedingten Fehler unzulässig groß werden. Dieser Versuch, welcher auf den ersten Blick wenig Erfolg versprechen mag, ist um so notwendiger, als eine Reihe der berufensten Stellen schon vor längerer Zeit, jedenfalls vor der Erbauung der Prüfstände der Deutschen Versuchsanstalt und der Technischen Hochschule zu Charlottenburg, Pendelrahmen mit desaxialer Lagerung benutzten.

1. Pendelung um feste Lager.

Nachdem die Forderung der axialen Lagerung fallen gelassen worden ist, kann der Aufbau des Motors auf dem Pendelrahmen in zweckentsprechender Weise leicht bewirkt werden, wobei die Anordnung der Pendellager über oder unter dem Motor oder seitlich stattfinden kann. Die seitliche Lagerung hat bisher keine Freunde gefunden, während die Lagerung unter dem Motor in Frankreich vorzuherrschen scheint.

Die wichtigste französische Prüfanlage ist die des Automobile Club de France, und hier finden wir auch die älteste größere Pendelrahmenanlage zur Prüfung von Flugmotoren. Sie ist beschrieben im »Bulletin Officiel« der technischen Commission des Clubs vom Juni 1911 unter dem Titel »Plateforme



Dynamometrique«. Prüfresultate und weitere Bemerkungen über die Anlage finden wir bei M. G. Lumé, »Résultats et Interprétation d'Essais de Moteurs d'Aviation«.

Die erwähnten Veröffentlichungen betonen bereits die Notwendigkeit, die Prüfungsbedingungen dem Flugbetriebe anzupassen. Demgemäß sind auch in mancherlei Hinsicht die Forderungen unter A erfüllt.

Der hohe, freie Aufbau des Motors auf zwei unversteiften Holzbalken, die sich ihrerseits auf hohe Winkeleisen stützen, bietet eine gewisse Elastizität (Ford. 1), läßt den Windflügeln reichlich Spielraum (Ford. 2) und behindert nicht den Luftzug (Ford. 3). Freilich hat man bald die Erfahrung gemacht, daß der von der Schraube erzeugte Luftstrom ein Drehmoment auf den Pendelrahmen ausübt, weshalb zur Ergänzung der Prüfungen mittels Luftschraube Prüfungen mit Windflügeln unbedingt erforderlich sind. Diese Ergänzungsprüfungen, die beim Wettbewerb im Dezember 1911 auch vorgenommen wurden, besaßen demzufolge nicht den Vorteil der korrekten Luftströmung.

Eine Schrägstellung der Motoren sieht die Konstruktion nicht vor, ebensowenig die Einschließung in eine luftdichte Kammer, welche jedoch bei dieser Bauart ausführbar erscheint.

Etwaige durch die Drehachse gehende Einzelkräfte besitzen mit Bezug auf die Pendelachse einen erheblichen Hebelarm und geben daher zu Meßfehlern Veranlassung, und es scheint, daß dieselben gar nicht beachtet wurden, eine Vernachlässigung, welche dem Verfasser sehr bedenklich erscheint.

Noch bedenklicher dürfte nach den vorher angestellten Erörterungen im Zusammenhang damit die Vernachlässigung der Auspuffreaktion sein. Die veröffentlichte Abbildung des gesamten Prüfstandes zeigt einen Motor, dessen Auspuffrohre mit Bezug auf die Pendelachse einen Hebelarm von ca. 1 m haben. Dieser ist bedeutend größer als bei axialer Pendelung möglich wäre. Der Meßfehler berechnet sich nach S. 4 zu ca. 5,4 mkg für einen 100 PS-Motor oder zu rd. 10%. Bei dem abgebildeten Motor dürfte die Leistung um etwa diesen Betrag zu klein gemessen worden sein.

Den veröffentlichten Prüfungsergebnissen kann demnach nur wenig Wert zugesprochen werden.

Die sehr sorgfältige Ausbildung der Pendellagerung und der Wägevorrichtung läßt vermuten, daß die Empfindlichkeit des Rahmens recht gut ist. Der Reibungsradius ist sehr gering. Die Last wird bei der vorliegenden Anordnung nur einmal von Lagern getragen. Das Trägheitsmoment des Pendelsystems ist groß, weshalb trotz der guten Empfindlichkeit eine genügende Dämpfung vorhanden ist. In dieser Beziehung sind die desaxialen Rahmen den axialen bedeutend überlegen.

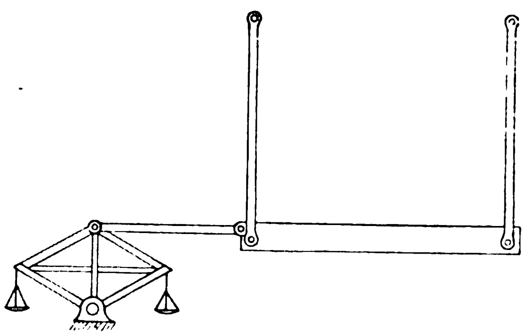


Fig. 17.

Nebenbei sei erwähnt, daß das Laboratorium eine vorzügliche Einrichtung zur stroboskopischen Tourenmessung besitzt, wodurch am Pendelrahmen eine besondere Einrichtung dafür gespart wird.

Eine axiale Schubmessung ist nicht vorgesehen, könnte aber leicht angebracht werden.

Das Auswiegen des Motors im montierten Zustande erscheint möglich, da der Motor mit Bezug auf die Pendelachse auch einen seitlichen Hebelarm besitzt. Aus den Prüfungsberichten ist nicht zu ersehen, ob von dieser Möglichkeit Gebrauch gemacht wurde.

Im Prinzip ähnlich, aber viel primitiver ist der kleine Pendelrahmen, den die französische Gnôme-Motoren-Gesellschaft ihren Kunden zur Bremsung der Gnôme-Motoren lieferte. Der einfache fahrbare Rahmen (vgl. Z. d. V. D. I. vom 8. III. 1913) ähnelt äußerlich den im ersten Abschnitte beschriebenen Bauarten, unterscheidet sich jedoch von diesen dadurch, daß die Pendelung um eine unter dem Motor gelagerte Achse stattfindet. Ebensowenig wie jene ist diese Ausführung wissenschaftlichen Anforderungen gewachsen. Freilich dürften ihre Herstellungskosten sehr gering sein.

Die Daimler-Motoren-Gesellschaft hat sowohl in ihrem Stammhaus in Untertürkheim als auch in ihrer Motorenfabrik in Marienfelde Pendelrahmen errichtet, die in mehrfacher Hinsicht bemerkenswert sind. Da Veröffentlichungen über die Konstruktion nicht existieren, kann leider nur kurz auf dieselbe eingegangen werden.

Die Aufhängung des Motors an Stangen ermöglicht eine gewisse Freiheit der Schwingung und war für die Konstruktion der Deutschen Versuchsanstalt (vgl. S. 27) vorbildlich. Sie hat die bereits oben erwähnten Vorzüge.

Besonders günstig ist es, daß der Pendelrahmen auf einem hohen Gerüst in freier Luft steht. Freilich wird bei rauhem Winterwetter der Betrieb für Personal und Motor sehr unangenehm.

Eine Schrägstellung des Pendelrahmens ist nicht vorgesehen. Auch die Einschließung in eine luftdichte Kammer ist bei der vorhandenen Ausführung nicht tunlich.

Die Drehmomentmessung ist mit mehreren Fehlern behaftet, so daß der Pendelrahmen wohl zum Vergleich ähnlicher Motoren derselben Firma, nicht aber zur Erprobung wesentlich verschiedener Bauarten geeignet ist. Da die Firma Daimler bekanntlich mit der Ausarbeitung neuer Typen, wie hängender Motoren, Stahlzylindermotoren usw., bahnbrechend vorangeht, dürfte gerade für diese Firma eine mangelhafte Messung vom Übel sein.

Die Fehler rühren hauptsächlich her aus Verstößen gegen die Forderungen 6 und 7. Sowohl das Fehlerdrehmoment von einzelnen Kräften mit Bezug auf die Pendelachse als auch das Fehlerdrehmoment der Auspuffreaktion wird bei den Messungen der Firma außer acht gelassen.

Sehr günstig ist dagegen bei diesem Pendelrahmen die Dämpfung durch die Trägheit des Systems. Dieser Vorteil wird hauptsächlich durch die schweren weit ausladenden Träger für die Aufnahme der Meßgewichte erreicht. Die robuste und in den Ausmaßen reichliche Ausführung läßt auch die Anbringung einer Antriebsmaschine (Ford. 8) oder einer Rüttelvorrichtung (Ford. 14) als gut möglich erscheinen. Soweit mir bekannt ist, ist allerdings von diesen Möglichkeiten kein Gebrauch gemacht worden.

Die Einrichtung zum Messen des Axialschubes gibt eine einfache und zweckmäßige Lösung der Aufgabe, den Axialschub in beiden Richtungen feststellen zu können. Sie ist in Fig. 17 schematisch dargestellt.

Die Wägung des Motors im montierten Zustande ist leider nicht vorgesehen.

2. Pendelung um Metazentrum.

Ein besonders eigenartiger Weg zur Lösung des vorliegenden Problems besteht darin, daß man den Pendelrahmen durch einen Schwimmkörper ersetzt. Auf diesem Schwimmkörper wird dann der Motor in Betrieb gesetzt und unter dem Einfluß der Motorreaktion sucht sich der Schwimmkörper um sein Metazentrum zu drehen. Das auftretende Drehmoment kann nun auf zweierlei Art gemessen werden.

Bei der ersten Art dimensioniert man den Schwimmkörper so, daß er nach erfolgtem Ausschlag wieder eine Gleichgewichtslage findet und mißt die Größe des Ausschlages. Nach vorangegangener Eichung der dazu nötigen Winkelskala mit Gewichten von bekannter Größe und bekanntem Hebelarm ist man dann in der Lage, das vorhandene Drehmoment abzulesen.

Das die tragende Flüssigkeit enthaltende Gefäß braucht nur wenig größer zu sein, als der Schwimmkörper selbst ist. Versuche mit solchen Einrichtungen haben im Auslande mehrfach stattgefunden.

Bedeutend vorteilhafter erscheint die andere Möglichkeit, welche darin besteht, daß das Drehmoment jedesmal sofort durch Gegengewichte ausgeglichen wird. Dabei behält näm-

Graf von Zeppelin, der Erfinder †.

Von Dipl.-Ing. **Graf v. Soden.**

..... im Innern leuchtet helles Licht,
Was ich gedacht, ich eil' es zu vollbringen.

In Tageszeitungen und Zeitschriften aller Art ist Graf Zeppelin gewürdigt und gefeiert worden, Graf Zeppelin, wie er im Herzen des Volkes lebte und fortlebt, Graf Zeppelin der Deutsche, Graf Zeppelin der Kämpfer für seine Sache, der Kämpfer gegen die Naturgewalten.

Wenn dabei Graf Zeppelin der Erfinder und Führer seiner Schiffe mehr in den Hintergrund trat, so ist dies verständlich und in der Ordnung. »Denn an seinem Werk war nicht der schöpferische Gedanke das Größte, der Mut, das feste Vertrauen in die Richtigkeit der Sache und die Zähigkeit, mit der er durchgekämpft wurde, sind noch bewundernswerter.« In dieser Zeitschrift aber, in der sonst nur Wissenschaft und Technik zu Worte kommen, soll Graf Zeppelin als Erfinder und Techniker, als feiner Beobachter der Natur gewürdigt werden. Wenn dies heute nur in Umrissen geschieht, so sind daran die Zeitverhältnisse schuld, die keinem Muße genug lassen, in Urkunden sich zu vertiefen, die vielen Aufzeichnungen, die Graf Zeppelin gemacht hat, zu sichten und von all denen, die ihm nahestanden, sich über seine Vorschläge und Anregungen erzählen zu lassen.

»Ich bin ja nur der Bauherr« und »wie wenig Teil habe ich an dieser Arbeit!« Mit diesen und ähnlichen Aussprüchen wies er es meist in seiner aus dem Innersten kommenden Bescheidenheit zurück, wenn er als der Erbauer seiner Schiffe gefeiert wurde. Wie sehr er aber in der Tat nicht nur Bauherr, sondern auch Erbauer seiner Schiffe war, das sollen die nachstehenden Zeilen zeigen.

»Nach den Vorgängen von Giffard, Hähnlein und Renard und manchen anderen handelt es sich bereits nicht mehr um die Erfindung von Fahrzeugen mit Eigenbewegung, sondern nur noch um die Vervollkommnung des von jenen Geschaffenen.« Dies Zeppelins eigener Ausspruch. Ehe er an diese Vervollkommnung heranging, wurde er sich über die Aufgaben schlüssig, die ein Luftschiff zu erfüllen hat, wenn es wirklichen Nutzen bringen sollte. Über die Art der Aufgaben äußert er sich in einer Denkschrift, die er im Jahre 1887 an König Karl von Württemberg richtete. Er sprach damals schon von weiten Rekognoszierungen, die nur ausgeführt werden könnten, wenn die Luftschiffe auch gegen stärkere Luftströmungen vorwärts kämen, und erst nach längerer Zeit, mindestens 24 Stunden, zu landen genötigt seien; er sprach von bedeutender Tragkraft, um eine größere Zahl von Menschen, Vorräten oder Sprengstoffen mitführen zu können. Aber nicht nur für die Kriegführung solle die Luftschiffahrt geschaffen werden, sondern auch für den allgemeinen Verkehr und für die Erforschung der Erde. Um diese Aufgaben erfüllen zu können, stellte er dreierlei Anforderungen an seine Luftschiffe: Ausgedehntere Gasräume, also große Schiffe, eine zum Durchschneiden der Luft geeignetere Form und die Möglichkeit, ohne Balastverminderung zu steigen und ohne Gasverlust zu sinken.

Also groß sollten die Schiffe sein! Groß müßten sie sein, damit sie schneller würden, denn um so mehr Maschinenkräfte können dann untergebracht werden, während der Widerstand nicht in dem Maß mit der Größe zunimmt. Um dies klar zu machen, wählte Graf Zeppelin gerne folgendes Beispiel: »Wenn ich einen Felsblock in einen reißenden Strom werfe, so wird er ohne von seiner Fallrichtung merklich abzuweichen im Strom versinken, während ein kleiner Kiesel vom Strom mitfortgerissen wird, ein Quarzstäubchen sogar in der Luft schwebend bleibt: Deshalb müssen die Schiffe groß, möglichst groß sein.« Das Beispiel könnte nicht treffender gewählt sein und zeigt, wie Graf Zeppelin den Satz, daß der Luftwiderstand eines Luftschiffes mit der $^2/_3$-Potenz des Volumens zunimmt und der als solcher wohl erst im Jahre 1910 erkannt und ausgesprochen wurde, schon in den Jahren 1892—1895 richtig empfand. Welche Größe der Widerstand seiner Schiffe erreichen würde, suchte er aus den Ergebnissen der in den Jahren 1884 und 1885 unternommenen Fahrten des Lenkballons »La France« zu ermitteln. Die Berichte hierüber unterzog er dem eingehendsten Studium. Daß Graf Zeppelin für den Widerstand seiner Schiffe lediglich deren Querschnitt und nicht deren Form, Oberfläche und Oberflächenbeschaffenheit in Rechnung zog, ist bei dem damaligen Stand der Kenntnisse über den Widerstand durch die Luft gezogener Körper wohl verständlich. Immerhin erkennt er aber die Wichtigkeit, die Zusatzwiderstände möglichst herabzusetzen. »Die Gesamtheit der



Reibungswiderstände ist bei ‚La France' gewiß erheblich größer, als sie bei meinen Fahrzeugen sein wird.« Und darin hatte Graf Zeppelin recht. Die mit seinem ersten Schiff erreichte Geschwindigkeit ist erheblich größer, als die Geschwindigkeitsberechnung aus dem Vergleich der Volumina und Maschinenleistungen erwarten ließ und dies, trotzdem die Form des Tragkörpers augenscheinlich ungünstiger war als bei »La France«.

Die Ausführung eines Körpers, der einen so großen Gasraum enthalten sollte, als Graf Zeppelin ihn für nötig fand, und der bei seinem ersten Projekt den bis damals größten Lenkballon von Giffard um das mehr als Dreifache übertraf, konnte er sich nur vorstellen als starren Körper, der dann auch imstande war, den größten Geschwindigkeitsdrücken standzuhalten. Darum hatte er bei seinen Projekten von Anfang an nur die Erbauung eines starren Luftschiffes im Auge. Der Gesamtaufbau dieses starren Schiffes war folgender: Ein Gerippe bestehend aus verspannten Ringen und Längsverbindungen, die dadurch entstandenen Raumabteilungen mit gut eingepaßten zylindrischen, voneinander unabhängigen Gaszellen ausgefüllt, das Ganze mit einer Außenhülle von Stoff umspannt. Dies war das Projekt von 1892, und dies ist der Aufbau der Luftschiffe starren Systems von heute. Auch für die früher erwähnte Forderung, »ohne Ballastverminderung zu steigen und ohne Gasverlust zu sinken«, bot der Aufbau ganz außerordentliche Vorteile.

Über diese Vorteile berichtet Graf Zeppelin in einem im Februar 1886 im Württembergischen Ingenieurverein vor seinem König gehaltenen Vortrag, einem Vortrag, der damals schon volles Verständnis und volle Würdigung bei den anwesenden Mitgliedern des Vereins fand, und der dann einen von großzügigem, weitblickendem Geist durchwehten Aufruf des Gesamtvereins der deutschen Ingenieure zugunsten der Zeppelinschen Sache im Gefolge hatte. Der Leser dieses Vortrages, gehalten fünf Jahre vor Fertigstellung des ersten Z-Schiffes, staunt heute wahrhaft vor der Klarheit, mit der Graf Zeppelin sein künftiges Werk vor sich sah, wie er das Verhalten jedes einzelnen Schiffsteils im voraus kannte, sein Schiff in seinem geistigen Auge beim Aufstieg, beim Durchfahren des Luftmeeres und beim Landen verfolgte; und das ist das Wunderbare, er sah es so, wie es später zur Tatsache wurde. Das Auf- und Abwärtsfahren bewirkte Graf Zeppelin nach seinem ersten Projekt und auch noch bei der Erstausführung durch Gewichtsverlegung mittels Laufgewichts. »Da sich nun aber bei der Fahrt nach oben in die dünneren Luftschichten das Gas ausdehnt, so muß ihm hiezu Raum gelassen sein, wenn man nichts davon ausströmen lassen und damit an Auftrieb verlieren will. Dementsprechend ist der Gasraum in den Fahrzeugen so bemessen, daß bei Ausrüstung für 10stündige Fahrt alsbald über 1100 m ohne Gasverlust hochgegangen werden kann.« Graf Zeppelin beschreibt hier die Fahrt mit unprallen und von Anfang an unprall gefüllten Gaszellen, wie sie sich bei den Passagierfahrten der Delag, bei denen es auf Sparsamkeit im Betrieb ankam, 15 Jahre später vorzüglich bewährte. Er beschreibt damit jene Einrichtung von genialer Einfachheit, die den Betrieb der starren Schiffe so bequem und sicher gestaltet. Heute erscheint uns das freilich so selbstverständlich, und doch sind es wenige Jahre her, daß auch von berufensten Seiten immer wieder Vorschläge gemacht wurden, auch bei Starrschiffen besondere Ballonetts anzuordnen, die je nach der Gasausdehnung bald mit Luft, bald mit Gas gefüllt sein sollten. Graf Zeppelin geht dann auf die Volumenänderungen durch die Gaserwärmung insbesondere infolge von Sonnenbestrahlung über, gedenkt dabei des günstigen Einflusses, den der Luftzwischenraum zwischen der Außenhülle und der Gaszelle hiefür bildet und sieht richtig voraus, daß eine im Vergleich zu den Freiballonen nur geringe Gaserwärmung auftreten wird.

Auf die Ausnützung der Drachenwirkung des Schiffskörpers, um das Schiff, wenn schwerer als die Luft, zum Steigen zu bringen oder das zu leichte Schiff zum Landen zu zwingen, weist er immer und immer wieder hin. Um diese Aufgabe besser erfüllen zu können, sehen wir schon das zweite Zeppelinschiff mit Höhensteuern statt des Laufgewichts ausgerüstet.

Wie wird nun das Schiff den Beanspruchungen im Sturmwind gewachsen sein? »Die Meinung ist verbreitet, starke Windströmungen müßten großen Luftfahrzeugen mit Eigenbewegung gefährlich sein, sie könnten diese zerbrechen oder mindestens steuerlos machen.« Graf Zeppelin aber, der feine Beobachter der Natur, der an den Niagarafällen einen Stromarm durchschwamm auf dem Wege, den ihm kleine Holzstückchen gewiesen hatten, beobachtete auch, daß die weichsten, irgendwie gekrümmten Fädchen und Fasern in stark bewegter Luft ihre Krümmung unangefochten beibehielten, und deshalb wußte er, daß seinem in der Luft befindlichen Schiff auch der stärkste Sturm nichts anhaben könne. Abgesehen von Wirbeln bringen nur die eigene Fahrt und der Steuerdruck Beanspruchungen an das Schiff. Wie selbstverständlich klingt das zwar heute, und doch wollten damals und noch eine Reihe von Jahren später ernsthafte Männer durch Windfahnen im Luftschiff die Windrichtung feststellen.

Graf Zeppelin kannte sich in seinem in Fahrt befindlichen Schiff schon Jahre vor seiner ersten Fahrt vollkommen aus. Alle Möglichkeiten hatte er durchdacht. Die Rauchfahne der Bodenseedampfer war ihm vielfach Lehrmeisterin gewesen, und so kam es auch, daß er, der Luftschifferbauer, von Anfang an und durch Jahre hindurch der Luftschiffführer war und gleich bei den ersten Fahrten mit bewundernswerter Ruhe und Unerschrockenheit gegen die plötzlich auftretenden widrigsten Vorkommnisse die einzig richtigen Maßnahmen ergriff. Mit welchem Geschick führte er sein Schiff nach München, nach Luzern, nach Berlin, und um wieviel schwieriger und mühevoller war diese Aufgabe damals im Vergleich zu heute, wo die so vollkommenen Schiffe, die ausgebildeten Besatzungen und die reichen Erfahrungen aller Art zur Verfügung stehen. Wie oft hat er selbst die Anordnungen für die Verankerung der Schiffe im Freien, für das Einbringen der Schiffe in die Hallen getroffen; und die Anordnungen waren stets die richtigen. Scharf konnte seine Kritik sein, wenn unter anderer Führung etwas weniger talentvoll verfahren wurde oder wenn man sich an das Bewährte, das er sich ausgedacht hatte, nicht hielt. So wie er das Ballontechnische seines Schiffes von Anfang an praktischen Luftschiffern übertrug, so erkannte er auch rechtzeitig, daß das Navigatorische Sache der Seeleute sei. Luftschiffe sollten ja seine Fahrzeuge sein, nicht lenkbare Ballone.

Mit dem Zunehmen der Zahl seiner Mitarbeiter veränderte sich natürlich auch die Art seiner Tätigkeit. Während das erste Projekt und das erste Schiff noch ganz nach seinen eigenen Angaben durch technische Sachver-



Graf von Zeppelin †

ständige, die in seinem Dienst standen, ausgeführt wurden, beschränkte er sich später darauf, im einzelnen Ratschläge zu erteilen, Wünsche auszusprechen und Anregungen zu geben; immerhin aber wollte er über jede neue Maßnahme unterrichtet sein. Manche Einzelheiten am Schiff sind von ihm persönlich erdacht. So ist der dreieckige Träger, der jetzt als Bauelement bei den Starrschiffen allgemein verwendet ist, auf seine Anregung hin entstanden, so ist die noch heute übliche Konstruktion des Gasüberdruckventils ihm zu verdanken. Insbesondere sind es die Fragen der Armierung seiner Schiffe, in denen er von Anfang an die treibende und schaffende Kraft war. Persönlich mußte er alle Neuerungen in Augenschein nehmen, und mit welcher Besorgnis für den alten Herrn folgte man ihm oft noch in seinen letzten gesunden Tagen auf schwankende Gerüste in schwindelnder Höhe. Da gab es kein Abraten und keine Ausflüchte; das ließ sich Graf Zeppelin nicht nehmen.

Weilte Graf Zeppelin in Friedrichshafen, so verging in dieser zweiten Periode seines Schaffens kaum ein Tag, an dem er nicht einige Vormittagsstunden in der Werft zubrachte, um sich in den verschiedenen Abteilungen umzusehen. Wenn dann dieser und jener Beamte, das Werftgelände überquerend, mittags seine Arbeitsstätte verließ, ertönte dann und wann hinter ihm ein Huppensignal, das ihm sagte: »Ich, Graf Zeppelin, will mich dir am Heimweg anschließen.« — Der Graf, der Praktische, trug stets eine kleine Jagdhuppe in seiner Tasche, um sich bemerkbar zu machen oder auch Gehör zu verschaffen, wenn er in der Werfthalle so manchem neuen Schiff und seiner Besatzung vor dem Verlassen Friedrichshafens Glück und Erfolg auf seine Fahrten wünschte. — Auf diesen Heimwegen wurde dies und das besprochen, Technisches und Geschäftliches, auch Politisches, und stets kam man angeregt und beglückt nach Hause. Besondere Feierstunden aber waren es, wenn man bei Graf Zeppelin zu Mittag speiste oder den Abend verbringen durfte. Die Veranlassung war wohl vielfach eine dienstliche, aber bei den dienstlichen Gesprächen allein blieb es nie, und dankbaren Herzens denkt man zurück an diese Stunden.

Das größte Verständnis und Interesse brachte er von Anfang an seiner Konkurrenz, den Luftfahrzeugen schwerer als Luft, entgegen. »Sehr beachtenswert sind die Bemühungen Lilienthals in Groß-Lichterfelde, den persönlichen Flug mit großen Flügeln zu erlernen.« »Sollte er viele Nachahmer in diesem Sport finden, so ist denkbar, daß, wie jetzt das Fahrrad bereits mit einem kleinen Motor ausgestattet wird, ein solcher auch an dem Flügelgerüst für den Einzelflug angebracht werden könnte, womit der Grund zum Fahren mit immer größer werdenden Flugmaschinen gelegt wäre.« So spricht sich Graf Zeppelin im Jahre 1896 in dem obenerwähnten Vortrag aus. Wie bezeichnend ist es für ihn, wenn er zur selben Zeit, in der er sein erstes Schiff für die erste Fahrt ausrüstete, durch namhafte Geldsummen einem Friedrichshafener Erfinder ermöglichte, Versuche mit einem Flugzeug zu machen. Und dieser war wahrlich nicht der einzige Erfinder, dem er seine Hilfe und sein Interesse entgegenbrachte; mußte er ja immer daran denken, wie es ihm als Erfinder ergangen war und wie es ihm erst ergangen wäre, wenn ihm gar keine Mittel zur Verfügung gestanden hätten. Wenn er auch einmal an einen Unwürdigen seine Güte verschwendete, so ließ er sich nicht abschrecken. Der nächste schon, der kam und bat, ging nicht mit leeren Händen von dannen.

Zu einer Zeit, in der der Bau der Flugzeuge noch recht in den Kinderschuhen steckte, hatte Graf Zeppelin schon den Plan gefaßt, ein sehr großes Gesellschaftsflugzeug zu bauen. Die umfangreichen Vorarbeiten, die in seinem Auftrag ausgeführt wurden, zeigten damals, daß die Vorbedingungen noch nicht gegeben waren. Aber Graf Zeppelin ruhte nicht, das Interesse für diese neuesten Fahrzeuge blieb wach und wuchs immer mehr und überstieg selbst noch zuletzt das Interesse für seine Schiffe. Die hatten ja die Probe schon bestanden, für sie brauchte er nicht mehr zu sorgen, ihnen gegenüber hatte er seine Pflicht voll und ganz erfüllt; denn aus Pflichtgefühl hatte er sie gebaut, er hatte sie gebaut, weil er sie bauen **mußte** für seines deutschen Vaterlandes Ehr und Wehr.

Der Einsamkeiten tiefste schauend unter meinem Fuß,
Betret' ich wohlbedächtig dieser Gipfel Saum,
Entlassend meiner Wolke Tragwerk, die mich sanft
An klaren Tagen über Land und Meer geführt.



lich der Schwimmkörper immer seine normale Lage, wodurch zwei entscheidende Vorteile erreicht werden: Erstens kommt die schwierige Bestimmung des jeweiligen Drehzentrums in Fortfall. Dasselbe ist vielmehr stets das gleiche. Seine Kenntnis ist wegen der oben erörterten Fehlerquellen unbedingt notwendig. Zweitens ermöglicht die stets aufrechte Stellung des Schwimmkörpers die Ausbildung desselben als Schiff. Der Versuch kann dann in freier Fahrt vorgenommen werden, wobei in mancherlei Hinsicht eine vollkommenere Anpassung an den wirklichen Flugbetrieb erreicht wird als dieses bei einem festen Prüfstande je möglich wäre. Freilich verursacht die Mitnahme des Personals und die Zufälligkeiten von Wind und Wellen mancherlei Störungen, und es scheint mir fraglich, ob bei einem solchen Fahrbetriebe eine ähnliche Exaktheit der Messungen erreicht werden kann, als bei einem gut ausgebildeten ortsfesten Prüfstande.

3. Pendelung um bewegliche Lager.

Wir haben gesehen, daß sämtliche Pendelrahmen mit desaxialer Lagerung wohl große Vorteile besitzen, nämlich in bezug auf den freien Aufbau des Motors und das große Trägheitsmoment des schwingenden Systems, aber mit erheblichen Fehlerquellen belastet sind. Anderseits war die Pendelung mit axialer Lagerung zum Teil von diesen Fehlerquellen frei, aber mit Bezug auf die beiden oben erwähnten Punkte minderwertig und dazu schwerfällig und teuer. Es gilt also, eine Konstruktion zu schaffen, welche die Vorzüge beider Systeme ohne deren Nachteile vereinigt.

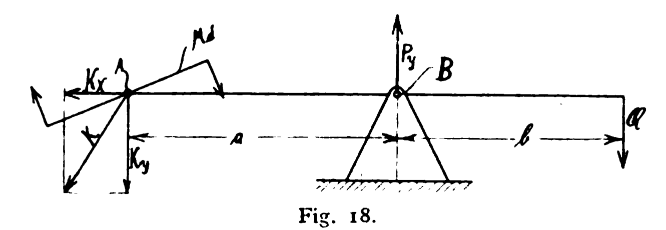


Fig. 18.

Die Lösung dieser Aufgabe erblickt der Verfasser in der von ihm vorgeschlagenen Anordnung. Dieselbe beruht auf

Fig. 19.

dem Grundgedanken, daß für die Messung auch die Stützkräfte benutzt werden, welche in dem Pendellager auftreten. Sind diese bekannt, so kann die genaue Bestimmung des reinen Drehmoments auch bei desaxialer Lagerung erfolgen (vgl. D.R.P. 270275). Um die angestrebten konstruktiven Vorteile zu erreichen, genügt eine seitliche Verschiebung der Pendelachse aus der Motorachse, während die Höhenlage ungeändert bleiben kann. Dann genügt auch die Messung der vertikalen Komponente des Lagerdruckes.

Diese Anordnung ist in Fig. 18 schematisch dargestellt. An der Motorwelle A greift das Drehmoment M_d und die Einzelkraft K an, welche in die Komponenten K_y und K_x zerlegt werden kann. Die Vertikalkomponente des Lagerdruckes sei P_y. Das Meßgewicht sei Q. Es gelten offenbar die Gleichgewichtsbedingungen:

$$K_y + Q = P_y$$
$$M_d + bQ = a K_y,$$

aus denen unter Elimination von K_y,

$$M_d = a P_y - (a + b) Q$$

folgt. Dabei gelten die positiven Vorzeichen für die Pfeilrichtungen der Fig. 18.

Es sind also bei dieser Anordnung im Gegensatze zu allen vorher beschriebenen Pendelrahmen zwei Größen zu messen (P_y und Q). Diesem meßtechnischen Mehraufwande entspricht der Vorteil, daß auch über die Einzelkraft eine Angabe gemacht werden kann. So folgt z. B. aus obigen Gleichungen

$$K_y = P_y - Q.$$

Da man jedoch häufig für diese Angabe geringes Interesse hat, wird man gern auf dieselbe verzichten, um mit einer Messung auszukommen. Dies ist möglich, wenn man die beiden zu messenden Kräfte so auf eine gemeinsame Anzeigevorrichtung wirken läßt, daß ihre Einwirkung den oben errechneten Hebelarmen proportional ist. Konstruktiv läßt sich dies z. B. durch elektrische oder hydraulische Betätigung der Anzeigevorrichtung erreichen, am einfachsten aber durch Anwendung eines Hebels, an welchem die beiden Kräfte mit passenden Hebelarmen angreifen.

Wählt man diese letztere Methode, so erhält man im ganzen ein Hebelsystem, bei dem das Drehmoment des Motors durch eine Kraft z. B. ein Gewicht im Gleichgewicht gehalten wird, auf welche Einzelkräfte durch die Motorwelle keinen Einfluß haben. Das ist natürlich nur möglich, wenn ein Ausschlag des gedachten Hebelsystems lediglich eine Drehung und keine Verschiebung der Motorachse bewirkt. In dieser Weise betrachtet, kommt die Anordnung auf einen kinematischen Ersatz der Pendelung um die Motorachse hinaus und ist daher im gewissen Sinne den Bauarten nach Abschnitt A3 anzugliedern. In der allgemeinen Form der doppelten Messung allerdings unterscheidet sich die Anordnung des Verfassers von der dort aufgeführten Pendelung um eine ideelle Achse grundsätzlich.

Die Messung der Kräfte P_y und Q kann auf jede der üblichen Arten (Gewichte, Dynamometer, Meßdosen) erfolgen und ist daher für die vorgeschlagene Bauart nicht typisch. Zunächst hat der Verfasser die an anderen Stellen am besten bewährte Gewichtswägung in Aussicht genommen. Das diesbezügliche Projekt, das für die Firma Dr. Max Levy in Berlin entworfen wurde, ist in Fig. 19 dargestellt. Diese Skizze zeigt nur den wagentechnischen Teil der Vorrichtung. Die Einrichtungen zur Schrägstellung, elastischen Lagerung u. dgl. lassen sich jedoch, wie leicht einzusehen, ohne Schwierigkeit an dem für den Motoraufbau dienenden Wagenhebel anbringen. Bei der skizzierten Bauart ist die oben erwähnte Reduktion der Doppelwägung auf eine einzige mittels eines besonderen Wägehebels vorgesehen.

Die Wage ist auf einem hölzernen Bocke *a* montiert, dessen Höhe dadurch bedingt ist, daß die Windflügel am Boden vorbeigehen müssen. Auf dem Bocke *a* befindet sich der feste Ständer *b* aus zusammengenieteten Flacheisen, welcher die Pfannen *c* und *d* trägt. Die zu *c* gehörigen Schneiden sitzen in dem Hebel *e*, der aus zwei Flacheisen besteht. Letzterer besitzt außerdem noch Pfannen *f* und Schneiden *g*. In der Pfanne *f* ist die Schneide des Hebels *h* gelagert. Dieser besteht aus zwei gebogenen U-Eisen. Das längere freie Ende von *h* dient zur Aufnahme des Motors. Auf ihm werden Holzbalken und hölzerne Zwischenkeile so angeordnet, daß die Motorwelle genau auf die Mitte *i* eingestellt werden kann. Um diese Einstellung zu kontrollieren, befindet sich ein Stück vor der Wage, ein in der Skizze nicht gezeichneter Pfahl mit einer feinen Bohrung, deren Achse durch *i* geht. Der Hebel *h* besitzt ferner eine Armierung *k* aus Gummi oder Leder, welche bei Schwingungen der Wage an vorstehende Teile des Bockes *a* stößt. Schließlich wirkt der Hebel *h* mittels der Schneide *l* auf ein Gestänge und die Schneide *m* des Hebels *n*. Der Hebel *n* ist einerseitu in der festen Pfanne *d* gelagert, anderseits steht er durch die Schneide *o* und ein Gehänge mit der Schneide *g* in Verbindsng.

Die Bestimmung des Drehmoments geschieht durch Aufhängung von Gewichten in *p* und zwar sind zur Ausbalanzierung von 7,16 mkg 1 kg-Gewicht notwendig.

Daß Einzelkräfte in *i* auf die Größe des Gewichtes in *p* keinen Einfluß haben, zeigt auch folgende kleine kinematische Überlegung:

Macht der Hebel *n* einen kleinen Ausschlag, so daß sich *o* um den Betrag d_y senkt, so senkt sich *g* ebenfalls um d_y und *m* und *l* um den Betrag $d_y \cdot \frac{48}{400}$. Aus der Betrachtung des Hebels *e* (*c*, *f*, *g*) folgt ferner, daß sich *f* um den Betrag $d_y \cdot \frac{48}{480}$ senkt. An dem Hebel *h*, welcher den Motor trägt, kennen wir also die Verrückungen der Punkte *l* und *f*, welche sich wie 6 : 5 verhalten. Der Pol der Bewegung von *h* liegt also um den fünffachen Betrag des Abstandes *f l* über *l* hinaus oder in *i*, was zu beweisen war.

Soll die Vorrichtung nicht zur Bestimmung des Drehmoments sondern als Wage benutzt werden, so wird das Gehänge zwischen *g* und *o* entfernt. Der Hebel *e* legt sich dann gegen einen Anschlag des Bockes *a* und ist so festgestellt. Die Wägung geschieht durch Aufhängung von Gewichten in *q*, und zwar ist zur Ausbalanzierung von einem Gewichte von 4 kg in *i* ein Gewicht von 1 kg in *q* erforderlich.

Die vorgeschlagene Anordnung ermöglicht die freie Aufstellung des Motors in einer dem Flugbetriebe entsprechenden Weise, ebensogut wie die Anordnungen aus Abschnitt B I.

Selbstverständlich ist der Motor auf Holmen von richtiger Elastizität zu betten. Es eignet sich dafür das auch sonst meist verwendete Holz, jedoch in schwächeren Profilen. Nach den Ausführungen S. 7 ff. wird die Dimensionierung errechnet werden können.

Besonders einfach ist die Schrägstellung des Motors nach der Seite hin. Es genügt dafür die Schwenkung des Hauptwagebalkens. Für die Schrägstellung nach vorn und hinten ist ein geeigneter Bewegungsmechanismus am vorderen Hebelende anzubringen.

Die Veränderung des Auspuffhebelarmes (Ford. 7) kann auf verschiedene Weise erfolgen. Entweder wird nur das Auspuffrohr anders gestellt, wie es auch bei anderen Bauarten möglich ist, oder aber der Motor wird auf dem Wagebalken verschoben. Der letztere Weg erscheint als der korrektere, da dabei dem Motor selbst keinerlei Abweichung von seinen normalen Anordnungen zugemutet wird.

Es ist anzunehmen, daß bei sorgfältiger Ausführung meiner Bauart eine sehr große Empfindlichkeit erreicht werden kann. Das Gewicht des den Motor tragenden Rahmens braucht nicht allzu groß zu sein. Dazu kommt, daß die Lagerstelle seitlich liegt, wodurch man für die zweckmäßige Ausbildung der Lagerung völlig freie Hand gewinnt. Der Reibungsradius wird also sehr klein. Durch Anwendung von Schneiden kann die Empfindlichkeit bis zu der guter Balkenwagen gesteigert werden.

Diese große Empfindlichkeit ist namentlich auch deshalb unbedenklich, weil die Dämpfung anderseits sehr günstig ausfällt. Die Trägheit des pendelnden Systems ist bei dieser Konstruktion viel größer als bei jeder anderen, weil die ganze Masse des Motors einen erheblichen Trägheitsradius bei der Bewegung um die Pendelachse besitzt. Wahrscheinlich wird infolgedessen auf eine Flüssigkeitsdämpfung verzichtet werden können.

Die Messung der Tourenzahl wird zweckmäßig stroboskopisch oder elektrisch ausgeführt.

Der Axialschub wird durch ein Dynamometer gemessen, welches den Pendelrahmen verhindert, die ihm sonst frei gegebene Drehung um eine vertikale Achse auszuführen. Das Dynamometer kann unmittelbar am Motor oder aber am entgegengesetzten Hebelende angebracht werden.

Einen besonderen Vorteil bietet die vorliegende Konstruktion bei der Bestimmung des Motorgewichts. War die Wage vorher tariert, so kann der Motor nach der Montage wie auf jeder anderen Wage gewogen werden, ein Vorteil, den keine der anderen Konstruktionen besitzt.

Demnach erscheinen alle Schwierigkeiten, welche der Anwendung des Pendelrahmens zur Prüfung von Flugmotoren im Wege stehen, beseitigt.

Bei der Abfassung dieser Arbeit wurde ich von verschiedenen Seiten teils durch Erteilung von Auskunft, teils durch Überlassung von Material in liebenswürdigster Weise unterstützt, so insbesondere von dem Advisory Committee for Aeronautics, dem Automobile Club de France, Herrn Professor Baer von der Technischen Hochschule zu Breslau, Herrn Dr.-Ing. Becker vom Laboratorium für Gaskraftmaschinen der Technischen Hochschule zu Berlin, Herrn Chefredakteur Béjeuhr von der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik, der Firma Benz in Mannheim, der Firma Daimler in Untertürkheim und Berlin-Marienfelde, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Adlershof, der Firma A. Dinse in Berlin-Reinickendorf, dem Luftschiffbau Zeppelin und der Neuen Automobil-Gesellschaft.

Allen diesen Herren, Vereinen und Gesellschaften spreche ich an dieser Stelle meinen herzlichsten Dank aus.

Ferner wurden bei der Arbeit folgende Literaturquellen benutzt:

Advisory Committee for Aeronautics, Interim report on the work for the year 1910—11. London 1910.
Dasselbe, Report on the Tests of petrol motors in the Alexander motor prize competition 1911. London 1912.
André, Moteurs d'Aviation et de Dirigeables.
Automobile Club de France, Bulletin Officiel de la Commission technique. Neuilly-sur-Seine, Juni 1911.
Baer, Neuere Versuchseinrichtungen im Maschinenlaboratorium der Kgl. Techn. Hochschule Breslau. Z. d. V. D. I., 12. September 1914.
Baumann, Der Kaiserpreiswettbewerb. Der Motorwagen, 20. Febr. 1913ff.
Becker, D.R.P. 267168, 1913.
Bejeuhr, Luftschrauben. München und Berlin 1912.
Bendemann, Die Versuchsanlage für den Wettbewerb um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor. Z. d. V. D. I, 16. Nov. 1912.
Derselbe, Die Durchführung und das Ergebnis des Wettbewerbes um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor. Z. d. V. D. I., 29. März 1913.
Derselbe, Die Entwicklung der Flugtechnik in Deutschland und die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt. Technische Rundschau, 11. Juni 1913.
Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, D.R.P. 259924, 1913.
Dierfeld, Betriebs- und Arbeitsverfahren bei der Neuen Automobil-Gesellschaft A.-G. in Oberschöneweide. Technik und Wirtschaft, Juli 1913.
Frhr. v. Doblhoff, Über Flugmotorenuntersuchungen. Jahrbuch d. Wiss. Ges. f. Luftfahrt 1914/15.
Horseless age, A. C. A's. New Engine Testing Dynamometer, 14. September 1910.
Langer und Finzi, Die Messung der mechanischen Leistung durch elektrische Pendelmaschinen. Z. d. V. D. I., 10. Januar 1914.
Lilienthal, Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst.
Lumet, Résultats et Interprétation d'Essais de moteurs d'aviation. Paris 1912.
Madelung, Bemerkung zur Versuchsanlage für den Kaiserpreis. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 28. Dezember 1912.
Riedler, Neue Prüfstände für Automobil- und Flugmotoren. Technische Rundschau, 17. Dezember 1913.
Scheit, Bestimmung der Leistung von Motor und Propeller eines startbereiten Flugzeuges. Deutsche Luftfahrerzeitschrift, Band XVI, Heft 8.
Derselbe, Prüfung im Pendelrahmen. Allgemeine Automobilzeitung 1912, Bd. II, Nr. 18.
Derselbe, Vorrichtung zur gleichzeitigen Messung des Axialschubes und des Drehmomentes von Motoren. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 28. März 1914.
Seppeler, Über Flugmotorenuntersuchungen. Jahrbuch d. Wiss. Ges. f. Luftfahrt 1914/15.
Steinitz, Die Prüfung von Flugmotoren. Der Motorwagen, 20. Februar 1913.
Derselbe, Der Einfluß des Luftzustandes auf die Flugmotoren. Deutsche Luftfahrerzeitschrift, 19. März 1913.
Derselbe, Die Stoßkraft der Rauchgase von Flugmotoren. Der Motorwagen, 10. Oktober 1913.
Derselbe, D.R.P. 270275.
Derselbe, Ein neuer Pendelrahmen zur Prüfung von Flugmotoren. Deutsche Luftfahrerzeitschrift, 18. März 1914.
Vorreiter, Die vierte Pariser Luftschiffahrtsausstellung. Z. d. V. D. I., 8. März 1913.
Graf v. Zeppelin jr., Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1911, Heft 21.

Einführung in die Dynamik der Flugzeuge.[1]

Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader.

Einleitung.

Als bedeutsamste Probleme der Flugzeugdynamik haben die Stabilitätstheorien bereits mehrfach Behandlung erfahren. Wiewohl es statthaft ist, in erster Näherung Längs- und Seitenstabilität gesondert zu erörtern, bleibt der Rechnungsvorgang derart verwickelt, daß die ersten Forscher sich zu numerischer Diskussion gedrängt sahen. Die unverkürzte algebraische Form der Stabilitätsbedingungen besitzt eine so abschreckende Unübersichtlichkeit, daß keinem Konstrukteur zugemutet werden darf, sich durch das Gewirr der Symbole hindurchzuarbeiten, um schließlich zu einer Ungleichung zu gelangen, deren Bedeutung er sich durch keinen geschlossenen Vorstellungsverlauf zur Anschauung zu bringen vermag. Erst die Zurückführung der mathematischen Forderungen auf Gebote der Mechanik gibt den rechnerischen Ergebnissen den Anschauungswert, dessen sie für ihre Verwendung in der Technik bedürfen. Dann handelt es sich nicht mehr um ein ziemlich willkürliches Kriterium, dem gewissenhaft, doch ohne Einsicht seiner Berechtigung, Genüge geschehen muß, sondern um eine dem Ingenieur durchaus geläufige Aufgabe: durch konstruktive Maßnahmen dafür zu sorgen, daß Störungen Kräfte wachrufen, die das gefährdete Gleichgewicht wieder herstellen. Den Erfolg der Bemühungen, eingetretene Störungen des stetigen Bewegungszustandes durch dämpfende und rückführende Kräfte zu beseitigen, veranschaulicht man sich am besten wieder am Bewegungsverlauf selbst, wobei es genügt, die Halbwertszeit auf die Schwingungsdauer zu beziehen. Voraussetzung für diese technischen Berechnungen ist die Existenz von Näherungslösungen der biquadratischen Frequenzgleichung. Diese Wurzeln unter Berücksichtigung aller wesentlichen Einflüsse für Längs- und Seitenstabilität algebraisch zu bestimmen, ist die Aufgabe der vorliegenden Arbeit. Ihre Lösung ergab, auch hinsichtlich des Gleichgewichtes und der Steuerung, eine ganze Reihe Anregungen für das Entwerfen von Flugzeugen.

Die Längsschwingungen der Flugzeuge.

Behält eine in einem starren Körper feste Ebene bei dessen Bewegung ihre Lage im Raume bei, so ist das Bewegungsproblem zweidimensional und entsprechend den drei Freiheitsgraden durch drei Veränderliche vollkommen zu bestimmen. Es gelingt das Problem der Bewegungen eines Flugzeuges, das an sich dreidimensional ist, dahin zu vereinfachen dadurch, daß man eine vollkommene seitliche Symmetrie voraussetzt.[2])

[1]) Die Dissertation »Einführung in die Dynamik der Flugzeuge mit besonderer Berücksichtigung der mechanischen Ähnlichkeit« erschien in vollem Umfang in den Forschungsarbeiten Heft 88 u. 89. Sie behandelt über den hier gegebenen neubearbeiteten Auszug hinaus: Aerodynamik, Modelltheorie, Statik und statische Stabilität, soweit sie als Grundlage für die technische Auswertung der mathematischen Folgerungen der Dynamik erforderlich sind.

[2]) Diese Annahme bedeutet keine wesentliche Einschränkung des Wertes der Rechnungsergebnisse, denn sie ist in hohem Grade bei wirklichen Flugzeugen erfüllt. Vgl. den Abschnitt über die Kupplung von Längs- und Querbewegnugen

Ändert sich dann während des stetigen Flugs (Symmetrieebene senkrecht) durch äußere Ursache die Luftgeschwindigkeit der Größe (Boe, Luftloch) oder der senkrechten Richtung nach (Überfliegen von Bodenerhebungen, Waldrändern), so hat dies zwar eine Störung des Gleichgewichts zur Folge, die Resultierenden aller Kräfte liegen jedoch in der Symmetrieebene, und somit wird diese ihre Lage im Raume nicht ändern.

Die Wahl der drei Veränderlichen zur vollständigen Beschreibung der Bewegung liegt nahe. Der Luftwiderstand ist für ein gegebenes Flugzeug abhängig von zwei Veränderlichen: der Stellung des Flugzeugs gegenüber der augenblicklichen Flugrichtung und der Größe der Geschwindigkeit. Außer den Kräften des Luftwiderstandes wirkt nur noch das Gewicht Es tritt zu Auftrieb und Rücktrieb in unmittelbare Beziehung durch Zerlegung in Komponenten senkrecht zur und in der Flugrichtung. Diese selbst wird daher als die dritte Veränderliche eingeführt. Die Richtung des stetigen Fluges schließe mit der wagerechten Ebene den Winkel ϑ ein (positiv nach unten gezählt). Die Änderungen dieses Winkels werden mit τ, die des Anstellwinkels mit δ, die verhältnismäßigen Änderungen der Geschwindigkeit mit ω bezeichnet.

Ferner bedeuten:

- G Gewicht des Flugzeugs.
- N Moment des Luftwiderstands um die wagerechte Querachse.
- S Schub der Schraube.
- X Komponenten des Luftwiderstandes entgegen der der Flugrichtung.
- Y Komponenten des Luftwiderstandes senkrecht zur Flugrichtung.
- $U\ V\ W$ Änderungen von $X\ Y\ N$ mit der Winkelgeschwindigkeit um die wagerechte Querachse.
- $X'\ Y'\ N'$ Änderungen von $X\ Y\ N$ mit dem Anstellwinkel des vordersten Flügels.
- r Trägheitshalbmesser für die wagerechte Querachse.
- s Hebelarm des Schubs für den Schwerpunkt.
- t Zeit.
- v Geschwindigkeit des stetigen Flugs.

Dann sind die dynamischen Gleichungen der Kräfte in der und senkrecht zur Flugrichtung sowie der Momente:

$$\frac{G}{g}\frac{d}{dt}(\omega v) = G\sin(\vartheta+\tau) - X(1+2\omega) - X'\delta$$
$$- U\frac{d}{dt}(\delta-\tau) + S(1-\chi\omega)\cos(\beta+\delta) \quad . \quad (1)$$

$$\frac{G}{g}v\frac{d\tau}{dt} = G\cos(\vartheta+\tau) - Y(1+2\omega) - Y'\delta$$
$$- V\frac{d}{dt}(\delta-\tau) - S(1-\chi\omega)\sin(\beta+\delta) \quad . \quad (2)$$

$$\frac{G}{g}r^2\frac{d^2}{dt^2}(\tau-\delta) = -N(1+2\omega) - N'\delta$$
$$- W\frac{d}{dt}(\delta-\tau) + S(1-\chi\omega)s^{1)} \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Das Moment der Luftkräfte N rechnet positiv im Sinne einer Vergrößerung des Anstellwinkels. Der Abstand s des Schwerpunkts von der Schubrichtung ist somit positiv zu zählen, wenn der Schub über dem Schwerpunkt angreift.

Die Gleichungen berücksichtigen eine Schrägstellung des Schubs gegenüber der Richtung des stetigen Flugs (Winkel β positiv im Sinne des Anstellwinkels zu zählen) und die Veränderlichkeit des Schubs mit der Marschgeschwindigkeit. Die Tangente an die Kurve S über v für die Abszisse v schneidet die Ordinatenachse in $(1+\chi)\,S$. Dann folgt aus

$$\frac{dS}{dv}v = -\chi S \text{ mit } \frac{\Delta v}{v} = \omega,\ \Delta S = -\chi S\omega.$$

Die in Betracht kommende Kurve S über v liegt zwischen den Kurven für unveränderliche Drehzahl und für unveränderliche Leistung[1]). Denn gewöhnlich steigt die Schraubendrehzahl bei Geschwindigkeitszunahmen infolge des gleichfalls abnehmenden Drehwiderstandes.

[1]) Mit S=o und τ=o erhalten wir aus Gl. (53) die Gleichung der Schwingung eines im Windtunnel drehbar gelagerten Modells. Aus Messungen der Schwingungsdauer, Gl. (53), bei verschiedenen Luftgeschwindigkeiten oder Zusatzträgheitsmomenten können ($-N'$) und W empirisch bestimmt werden. Vgl. Bestimmung der drei Konstanten einer gedämpften Schwingung durch reine Zeitmessung. H. G. Bader, Zeitschrift für enstrumIntenkunde, Januar 1915.

Wir können die Bewegungsgleichungen vereinfachen durch die Einführung der Gleichgewichtsbedingungen des stetigen Fluges:

$$G\sin\vartheta - X + S\cos\beta = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$
$$G\cos\vartheta - Y - S\sin\beta = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$
$$-N + Ss = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

Es entspricht nicht der Genauigkeit, die man von diesen Rechnungen in Rücksicht auf ihren infinitesimalen Charakter überhaupt fordern darf, Größen, die von zweiter Ordnung klein sind, beizubehalten. Danach sind die Cosinus der kleinen Winkel β und ϑ der Einheit gleichzusetzen. Es ist ferner in Gleichung (5) $S \sin \beta$ gegenüber G zu vernachlässigen. Für den Gleitflug ($S = 0$) bezeichnen wir $\vartheta = \gamma$. Dann gilt:

$$\frac{X}{Y} = \operatorname{tg}\gamma \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$
$$\operatorname{tg}\vartheta = \operatorname{tg}\gamma - \frac{S}{G} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$
$$G = Y \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$
$$N = Ss \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10)$$

Damit werden Gleichung (1) bis (3), wenn wir die Anzahl der Ableitungen nach der Zeit durch Punkte bezeichnen:

$$\frac{v}{g}\dot\omega = \tau - \operatorname{tg}\gamma\, 2\omega - \frac{X'}{Y}\delta - \frac{U}{Y}(\dot\delta - \dot\tau)$$
$$- \frac{S}{G}(\chi\omega + \sin\beta\,\delta) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

$$\frac{v}{g}\dot\tau = -\operatorname{tg}\vartheta\,\tau - 2\omega - \frac{Y'}{Y}\delta - \frac{V}{Y}(\dot\delta - \dot\tau)$$
$$+ \frac{S}{G}(\chi\omega\sin\beta - \delta) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

$$\frac{1}{g}(\ddot\tau - \ddot\delta) = -\frac{Ss}{Gr^2}2\omega - \frac{N'}{Yr^2}\delta - \frac{W}{Yr^2}(\dot\delta - \dot\tau)$$
$$- \frac{Ss}{Gr^2}\chi\omega \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

Der Wert von χ steht der Einheit nahe. Es fällt also in Gleichung (12) $\frac{S}{G}\chi\sin\beta$ gegenüber 2, bzw. $\frac{S}{G}$ gegenüber $\frac{Y'}{Y}$ außer acht. In Gleichung (11) entsrpechend $\frac{S}{G}\sin\beta$ gegenüber $\frac{X'}{Y}$. Der Einfluß des Fehlers wird später zu erörtern sein. Wir setzen nun die Veränderlichen τ, ω, δ nach der Theorie der unendlich kleinen Schwingungen proportional $e^{\lambda_0 t}$, wobei λ_0 ersichtlich die Dimension $\sec^{-1}$ besitzt:

$$\dot\omega = \lambda_0\omega$$
$$\dot\tau = \lambda_0\tau, \qquad \ddot\tau = \lambda_0^2\tau$$
$$\dot\delta = \lambda_0\delta, \qquad \ddot\delta = \lambda_0^2\delta.$$

Hiernach und mit $\frac{v^2}{g} = 2h$ erscheinen die Gleichungen nun in der Form:

$$\frac{v\lambda_0}{g}\omega = \tau - \left(2\operatorname{tg}\gamma + \chi\frac{S}{G}\right)\omega - \frac{X'}{Y}\delta$$
$$- \frac{Uv}{Y\,2h}\frac{v\lambda_0}{g}(\delta - \tau) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

$$\frac{v\lambda_0}{g}\tau = -\operatorname{tg}\vartheta\,\tau - 2\omega - \frac{Y'}{Y}\delta - \frac{Vv}{Y\,2h}\frac{v\lambda_0}{g}(\delta - \tau) \quad (15)$$

$$\left(\frac{v\lambda_0}{g}\right)^2(\tau - \delta) = -(2+\chi)\frac{S}{G}\frac{2hs}{r^2}\omega$$
$$- \frac{N'\,2h}{Yr^2}\delta - \frac{Wv}{Yr^2}\frac{v\lambda_0}{g}(\delta - \tau) \quad . \quad . \quad . \quad (16)$$

Das Beschleunigungsverhältnis

$$\lambda = \frac{v\lambda_0}{g} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (17)$$

[1]) Die graphische Ermittlung von χ wird in einem späteren Aufsatz angegeben werden.

erweist sich also als unabhängig von den absoluten Maßen einer Konstruktion, wenn die der Fluggeschwindigkeit entsprechende Fallhöhe den linearen Dimensionen proportional gehalten und die Massenverteilung (r^2) nicht geändert wird (Theorie der Modelle). Bezeichnen wir noch:

$$\left.\begin{aligned} j &= 2\,\mathrm{tg}\,\gamma + \chi\frac{S}{G}, \quad k = -\frac{U v}{Y\, 2h}, \quad x = \frac{X'}{Y} \\ l &= -\frac{V v}{Y\, 2h}, \quad y = \frac{Y'}{Y} \\ n &= -\frac{N'\, 2h}{Y r^2}, \quad m = -\frac{W v}{Y r^2}, \quad z = (2+\chi)\frac{S}{G}\,\frac{2hs}{r^2} \end{aligned}\right\} \quad (18)$$

so bedeuten die Konstanten des Flugzeugsystems (der Konstruktion) k, l, m, n, x, y nur Verhältnisse von Koeffizienten und Längen, da der Proportionalitätsfaktor der Kräfte in den Quotienten herausfällt. In j und z tritt neben die für den Vortrieb charakteristische Größe χ noch die mit der Höhensteuerung veränderliche $\frac{S}{G}$. Mit den Definitionen, Gleichung (18), können wir Gleichung (14) bis (16) schreiben, indem wir nach den Veränderlichen τ, ω, δ ordnen:

$$\left.\begin{aligned} (\lambda k - 1)\,\tau + (\lambda + j)\,\omega - (\lambda k - x)\,\delta &= 0 \\ (\lambda + \lambda l + \mathrm{tg}\,\vartheta)\,\tau + 2\,\omega - (\lambda l - y)\,\delta &= 0 \\ (\lambda^2 + \lambda m)\,\tau + z\omega - (\lambda^2 + \lambda m + n)\,\delta &= 0 \end{aligned}\right\} \quad . \; . \; (19)$$

Die drei Gleichungen können nur bestehen, wenn die Determinante ihrer Koeffizienten verschwindet. Wir ziehen in dieser die dritte Kolonne von der ersten ab und vertauschen die zweite und dritte Zeile:

$$\begin{vmatrix} x - 1 & \lambda + j & \lambda k - x \\ -n & z & \lambda^2 + \lambda m + n \\ \lambda + y + \mathrm{tg}\,\vartheta & 2 & \lambda l - y \end{vmatrix} = 0 \quad . \; (20)$$

Also:

$$\begin{aligned} (x-1)\,(&-\lambda^2 z - \lambda\,[2m - lz] - 2n - yz) + n\,(\lambda^2 l - \lambda\,[y - lj] \\ &+ 2k] - jy + 2x) + (\lambda + y + \mathrm{tg}\,\vartheta)\,(\lambda^3 + \lambda^2\,[j + m] \\ &+ \lambda\,[n + jm - kz] + jn + xz) = 0 \quad . \; . \; . \; (21) \end{aligned}$$

Nach Potenzen von λ geordnet, ergeben sich so als Koeffizienten der biquadratischen Gleichung der gekoppelten Schwingungen:

$$\mathfrak{A}\lambda^4 + \mathfrak{B}\lambda^3 + \mathfrak{C}\lambda^2 + \mathfrak{D}\lambda + \mathfrak{E} = 0 \quad . \; . \; . \; (22)$$

$$\left.\begin{aligned} \mathfrak{A} &= 1 \\ \mathfrak{B} &= \mathrm{tg}\,\vartheta + j + m + y \\ \mathfrak{C} &= 2 + \mathrm{tg}\,\vartheta\, j + n + \mathrm{tg}\,\vartheta\, m + jm + jy - 2x \\ &\quad + my + ln - kz \\ \mathfrak{D} &= (\mathrm{tg}\,\vartheta + j + lj - 2k)\,n + m\,(2 + \mathrm{tg}\,\vartheta\, j + jy \\ &\quad - 2x) + z\,(x + l\,[x-1] - k\,[y + \mathrm{tg}\,\vartheta]) \\ \mathfrak{E} &= (2 + \mathrm{tg}\,\vartheta\, j)\,n + z\,(y + \mathrm{tg}\,\vartheta\, x) \end{aligned}\right\} \quad (23)$$

Die mathematischen Bedingungen der Stabilität.

Bevor wir uns der Diskussion der biquadratischen Gleichung zuwenden, ist es unerläßlich, an die Beziehungen der einfachen gedämpften Schwingung zu erinnern. Der Übergang zu zwei gekoppelten Schwingungen wird dann über die Bedeutung der Koeffizienten $\mathfrak{A} \ldots \mathfrak{E}$ aufklären und zu Näherungslösungen führen.

Bedeutet C_0 die Masse oder das Trägheitsmoment des schwingungsfähigen Körpers, D_0 die dämpfende Kraft für die Einheit der Geschwindigkeit oder das dämpfende Moment für die Einheit der Winkelgeschwindigkeit und E_0 die elastische Kraft oder das rückführende Moment für die Einheit der Auslenkung x aus der Gleichgewichtslage, dann besteht die dynamische Beziehung:

$$C_0 \frac{d^2 x}{dt^2} + D_0 \frac{dx}{dt} + E_0\, x = 0 \quad . \; . \; . \; . \; (24)$$

Die Substitution:

$$x = A_I e^{\lambda_I t} + A_{II} e^{\lambda_{II} t}\,{}^{1)} \quad . \; . \; . \; . \; . \; (25)$$

führt zur Lösung; denn die Gleichung (24):

$$\begin{aligned} A_I e^{\lambda_I t}\,(C_0 \lambda_I^2 + D_0 \lambda_I + E_0) \\ + A_{II} e^{\lambda_{II} t}\,(C_0 \lambda_{II}^2 + D_0 \lambda_{II} + E_0) = 0 \end{aligned}$$

kann zu jeder Zeit t nur erfüllt sein, wenn die beiden Klammern für sich verschwinden, also λ_I und λ_{II} die beiden Wurzeln der quadratischen Gleichung

$$C_0 \lambda_0^2 + D_0 \lambda_0 + E_0 = 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; (26)$$

sind. Schreibt man:

$$\lambda_0 = \mu_0 \pm \nu_0\, i\,{}^{1)} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (27)$$

so ist

$$\mu_0 = -\frac{D_0}{2\,C_0} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (28)$$

$$\nu_0 = \sqrt{\frac{E_0}{C_0} - \left(\frac{D_0}{2\,C_0}\right)^2} = \sqrt{\frac{E_0}{C_0}\left(1 - \frac{D_0^2}{4\,C_0 E_0}\right)} \quad . \; (29)$$

So lange $D_0^2 < 4\,C_0 E_0$, ist ν_0 reell; die Exponenten der natürlichen Zahl sind konjugiert komplex: Die Funktion ist reell[2]) periodisch mit einer Schwingungsdauer

$$T = 2\pi : \nu_0 \,\mathrm{sec} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (30)$$

die Anfangsamplitude kommt auf den halben Wert nach:

$$H = -\frac{\ln 2}{2\pi}\,\frac{\nu_0}{\mu_0} = -0{,}11\,\frac{\nu_0}{\mu_0} \text{ Perioden} \quad . \; . \; (31)$$

Wird $D_0^2 > 4\,C_0 E_0$, so geht die Schwingung in zwei sich überlagernde aperiodische Bewegungen über, die mit wachsendem D_0 immer langsamer asymptotisch der Gleichgewichtslage nähern. Während verschwindende Dämpfung der reinen harmonischen Schwingung zuführt, um beim Übergang zu negativen Werten Schwingungen mit wachsenden Amplituden zu zeitigen, erscheint auf der andern Seite ihre übermäßige Steigerung auch nicht vorteilhaft. In die Gleichgewichtslage selbst führt keine, wenn auch noch so vortreffliche Bemessung der Dämpfung; die unendlich langsame periodische Annäherung führt immer wieder darüber hinaus, die aperiodische erreicht sie nie ganz. Am günstigsten erscheint der Wert:

$$D_0 = \sqrt{4\,C_0 E_0} \quad \text{bzw.} \quad \frac{C_0}{E_0} = \left(\frac{D_0}{2\,l_0}\right)^2 \quad . \; . \; (32)$$

der die Grenze beider Bewegungsarten bedeutet.

Die oben erwähnte Voraussetzung, daß D_0 überhaupt negativ werden könne, ist, wie schon die Bezeichnung »Dämpfung« andeutet, so selten erfüllt, daß man sich hinsichtlich der Unterscheidung der Arten des Gleichgewichts als stabil, indifferent, labil lediglich auf das Vorzeichen der rückführenden Kräfte bzw. Momente stützen zu dürfen glaubte. Das vorliegende Problem erfordert jedoch, den Begriff der Stabilität weiter zu fassen. Es kann sehr wohl sein, daß eine dem Ausschlag proportionale rückführende Kraft vorhanden ist und das Flugzeug dennoch eine gegebene Störung nicht zu überwinden vermag, d. h. zu der Bedingung $E > 0$ tritt $D > 0$. Eine Forderung, die mathematisch dahin ausgesprochen wird, daß der reelle Teil μ_0 der Wurzeln λ_0 negativ sein müsse. Ein positives μ_0 bei reellem ν_0 bedeutet eine Schwingung, deren Ausschläge fortwährend wachsen.

Bestehen nun zwei gekoppelte Schwingungen mit Konstanten $C_1 D_1 E_1$ und $C_2 D_2 E_2$, so kann man sich ihre Frequenzgleichung:

$$\mathfrak{A}\lambda^4 + \mathfrak{B}\lambda^3 + \mathfrak{C}\lambda^2 + \mathfrak{D}\lambda + \mathfrak{E} = 0$$

entstanden denken aus:

$$\left(\lambda^2 + \frac{D_1}{C_1}\lambda + \frac{E_1}{C_1}\right)\left(\lambda^2 + \frac{D_2}{C_2}\lambda + \frac{E_2}{D_2}\right) = 0 \quad . \; . \; (33)$$

und die Koeffizienten:

$$\mathfrak{A}_* = 1 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (34)$$

$$\mathfrak{B}_* = \frac{D_1}{C_1} + \frac{D_2}{C_2} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (35)$$

---

1) A_I und A_{II} sind Konstante, die durch Lage und Bewegungszustand zur Zeit $t = 0$ bestimmt sind. Konjugiert komplexen Werten $\lambda_I\;\lambda_{II}$ entsprechen konjugiert komplexe $A_I\;A_{II}$.

1) Nach der Definition von $C_0 D_0 E_0$ ist λ_0 nicht wie λ in Gl. (17) dimensionslos, sondern der Zeiteinheit umgekehrt proportional.

2) Hütte, I. Bd. 21. Aufl. S. 66c.

$$\mathfrak{C}_* = \frac{E_1}{C_1} + \frac{E_2}{C_2} + \frac{D_1}{C_1}\frac{D_2}{C_2}\text{[1]} \quad \ldots \quad (36)$$

$$\mathfrak{D}_* = \frac{D_1}{C_1}\frac{E_2}{C_2} + \frac{D_2}{C_2}\frac{E_1}{C_1} \quad \ldots \quad (37)$$

$$\mathfrak{E}_* = \frac{E_1}{C_1}\frac{E_2}{C_2} \quad \ldots \quad (38)$$

haben bestimmten mathematischen Bedingungen zu genügen, um zu zeigen, daß sowohl die rückführenden Kräfte oder Kräftepaare E wie auch die Dämpfungen D positiv sind.

Hurwitz[2]) hat diesen Bedingungen die Form gegeben, daß wenn $\mathfrak{A} > 0$, dann auch

$$\mathfrak{B} > 0 \quad \begin{vmatrix} \mathfrak{B} & \mathfrak{D} \\ \mathfrak{A} & \mathfrak{C} \end{vmatrix} > 0 \quad \begin{vmatrix} \mathfrak{B} & \mathfrak{D} & 0 \\ \mathfrak{A} & \mathfrak{C} & \mathfrak{E} \\ 0 & \mathfrak{B} & \mathfrak{D} \end{vmatrix} > 0 \quad \begin{vmatrix} \mathfrak{B} & \mathfrak{D} & 0 & 0 \\ \mathfrak{A} & \mathfrak{C} & \mathfrak{E} & 0 \\ 0 & \mathfrak{B} & \mathfrak{D} & 0 \\ 0 & \mathfrak{A} & \mathfrak{C} & \mathfrak{E} \end{vmatrix} > 0 \quad (39)$$

sein müsse. Durch einfache Umgestaltungen gelangt man zu den Ungleichungen:

$$\mathfrak{A} > 0 \quad \mathfrak{B} > 0 \quad \mathfrak{C} > 0 \quad \mathfrak{D} > 0 \quad \mathfrak{E} > 0 \quad . (40)$$

zu denen dann noch die dreizeilige Determinante tritt.

$\mathfrak{E} > 0$ bestimmt zunächst nur gleiches Vorzeichen für beide E. Sollte dies aber negativ sein, so wird es bei ungleichen Vorzeichen der D durch $\mathfrak{C}$, bei gleichen, also positiven ($\mathfrak{B} > 0$), durch $\mathfrak{D}$ angezeigt. Es bedarf nur noch einer Bedingung, die für die D gleiches Vorzeichen fordert (daß es positiv sein muß, dafür ist mit $\mathfrak{B} > 0$ gesorgt). Dies und nichts andres leistet die dreigliedrige Determinante in Gleichung (39). Führt man dort die Gleichungen (34) bis (38) ein, so folgt:

$$\mathfrak{B}\mathfrak{C}\mathfrak{D} - \mathfrak{E}\mathfrak{B}^2 - \mathfrak{A}\mathfrak{D}^2 = \frac{D_1}{C_1}\frac{D_2}{C_2}\left[\left(\frac{E_1}{C_1} - \frac{E_2}{C_2}\right)^2 + \mathfrak{B}\mathfrak{D}\right] > 0 \quad (41)$$

Die Klammer ist notwendig positiv.

Gelingt es also, aus dem Vergleich der berechneten Koeffizienten $\mathfrak{A} \ldots \mathfrak{E}$ mit ihrer notwendigen Gestalt $\mathfrak{A}_* \ldots \mathfrak{E}_*$ Näherungslösungen der biquadratischen Gleichung zu bestimmen, so hat man nur den D und E durch konstruktive Maßnahmen zu positiven Werten zu verhelfen, um auch den mathematischen Stabilitätsbedingungen innerhalb des Bereichs ihrer Gültigkeit Genüge zu tun. Denn dieser ist ebenso beschränkt wie der Genauigkeitsgrad der Rechnung, die vollkommen ja nur bei unendlich kleinen Störungen zutrifft.

Die Näherungslösungen.

Dementsprechend wollen wir, wie schon oben die Gleichgewichtsbedingungen, jetzt die Koeffizienten $\mathfrak{A} \ldots \mathfrak{E}$ vereinfachen.

Wir erinnern uns der Bedingung des kleinsten Gleitwinkels (geringsten Arbeitsbedarfs über gegebene Entfernung), von der man sich selten weit entfernen wird:

$$\frac{d}{d\alpha}\frac{X}{Y} = 0 \quad \frac{X'}{Y} - \operatorname{tg}\gamma\frac{Y'}{Y} = x - \operatorname{tg}\gamma\, y = 0 \quad . (42)$$

Wir dürfen also schreiben:

$$j\,y - 2\,x = [2\operatorname{tg}\gamma\, y - 2\,x] + y\chi\frac{S}{G} \simeq y\chi\frac{S}{G} \quad . (43)$$

Ferner gilt, da z nur beträchtlich ist bei kleinen Werten $\operatorname{tg}\vartheta$ (vgl. Gleichung (18) und (8)), zumal nach Gleichung (42) $x \cong \operatorname{tg}\gamma\, y$.

$$z\,(y + x\operatorname{tg}\vartheta) \simeq z\,y \quad \ldots \quad (44)$$

[1]) Angesichts dieser Schreibweise der Koeffizienten ist leicht zu erkennen, welcher Wert Näherungen zuzusprechen ist, die unter der Voraussetzung der Existenz einer sehr großen bzw. sehr kleinen Wurzel aus

$$\mathfrak{A}\lambda^2 + \mathfrak{B}\lambda + \mathfrak{C} = 0 \quad \text{oder nur} \quad \mathfrak{B}\lambda + \mathfrak{C} = 0$$

bzw. $\mathfrak{C}\lambda^2 + \mathfrak{D}\lambda + \mathfrak{E} = 0$ oder nur $\mathfrak{D}\lambda + \mathfrak{E} = 0$

gewonnen sind, wie in früheren Arbeiten geschehen ist.

[2]) Hurwitz, Math. Annalen 46. Über die Bedingungen, unter welchen eine Gleichung nur Wurzeln mit negativen reellen Teilen besitzt.

Die Änderungen k und l von Widerstand und Auftrieb mit der Winkelgeschwindigkeit sind verschwindend klein. Auch darf $\operatorname{tg}\vartheta\, j$ gegenüber 2 außer acht bleiben.

Damit erhalten die Koeffizienten Gleichung (23) die Form:

$$\left.\begin{aligned} (\mathfrak{A}) &= 1 \\ (\mathfrak{B}) &= \operatorname{tg}\vartheta + j + m + y \\ (\mathfrak{C}) &= 2 + n + m\,y + (\operatorname{tg}\vartheta + j)\,m + \chi\frac{S}{G} \\ (\mathfrak{D}) &= (\operatorname{tg}\vartheta + j)\,n + m\,2 + m\,y\chi\frac{S}{G} + x\,z \\ (\mathfrak{E}) &= 2\,n + y\,z \end{aligned}\right\} \quad . (45)$$

und man könnte nach Gleichung (34) bis (38) die Dämpfungen ohne weiteres mit $(\operatorname{tg}\vartheta + j)$ bzw. $(m + y)$ die rückführenden Kräfte mit 2 bzw. n identifizieren, wenn nicht in $\mathfrak{C}$ das sehr beträchtliche Produkt $m\,y$ stünde, das sich dieser Auffassung nicht fügen will. Zudem fehlt in $\mathfrak{D}$ das bedeutende $y\,z$. Man wird sich angesichts des Koeffizienten $(\mathfrak{C})$ dafür entscheiden müssen, $(n + m\,y)$ als rückführendes Moment der Drehungsschwingung und nach $(\mathfrak{B})$ $(m + y)$ als deren Dämpfung anzusprechen. Berücksichtigt man noch, daß sinngemäß $y\,z$ in $(\mathfrak{E})$ ebenfalls der Drehungsschwingung in erster Linie zuzurechnen sei, so kommt man in der Tat mit Werten:

$$\frac{D_2}{C_2} = m + y \quad \ldots \quad (46)$$

$$\frac{E_2}{C_2} = n + \frac{y\,z}{2} + m\,y \quad \ldots \quad (47)$$

zu ausgezeichneten Näherungen:

Man gelangt zu Schreibweisen für

$$(\mathfrak{D}) = \left(\frac{n}{n + \frac{y\,z}{2} + m\,y}\right)\left(\operatorname{tg}\vartheta + j + \frac{m\,y}{n}\chi\frac{S}{G} + x\frac{z}{n}\right.$$
$$\left. - \frac{2\,y}{n}\,\frac{n + \frac{y\,z}{2} - m^2}{n + \frac{y\,z}{2} + m\,y}\right)\left(n + \frac{y\,z}{2} + m\,y\right)$$
$$+ (m + y)\left(2 - \frac{2\,m\,y}{n + \frac{y\,z}{2} + m\,y}\right) \quad \ldots \quad (48)$$

$$(\mathfrak{E}) = \left(2 - \frac{2\,m\,y}{n + \frac{y\,z}{2} + m\,y}\right)\left(n + \frac{y\,z}{2} + m\,y\right) \quad \ldots \quad (49)$$

von deren Identität mit den gegebenen $(\mathfrak{D})$ und $(\mathfrak{E})$ man sich leicht überzeugen kann.

Die Einführung der so bestimmten Quotienten $\frac{D}{C}$ und $\frac{E}{C}$ in $\mathfrak{B}_*$, Gleichung (35), und $\mathfrak{C}_*$, Gleichung (36), bringen Fehler dieser Koeffizienten gegenüber den berechneten mit sich. Man wird sich jedoch im gegebenen Falle immer überzeugen können, daß diese Unterschiede viel zu geringfügig sind, um die Zuverlässigkeit der Näherungen irgendwie in Frage zu stellen[1]). **(Schluß folgt.)**

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

63b. 601599. Flugmaschinenwerke Gustav Otto, München. Beförderungseinrichtung usw. 20. 2. 14. F. 31250. 12. 2. 17.

63c, 20. St. 20231. Percival Stern, New Orleans, V. St. A. Elektrische Heizvorrichtung für das Lenkhandrad von Kraftwagen. A 24. 12. 14. E. 8. 6. 1917.

[1]) In der beispielsweisen dynamischen Nachrechnung eines deutschen Flugzeugtyps, die durch Versuche recht gut bestätigt wurde, ergab sich der mittlere Fehler der Näherungskoeffizienten (34)—(38) gegenüber den ungekürzt gegebenen (23) für Gleitflug bzw. steilsten Anstieg zu 1,7 bzw. 3,1 %. Ja, sogar die Determinante, deren Fehlerquelle wegen der Differenzbildung beträchtlich ist, unterschied sich nur um — 4 bzw. + 10%.

77h. 5. B. 80127. Wilhelm Beilke, Berlin-Johannisthal, Kaiser-Wilhelmstraße 45. Hohler Tragholm aus Holz für Luftfahrzeuge o. dgl. A. 8. 9. 15. E. 26. 5. 17.

77h. 4. St. 20707. Otto Stüttgen, Köln a. Rh., Brabanterstraße 32. Tragkörper für Luftschiffe. A. 9. 12. 15. E. 22. 5. 17.

Patenterteilungen.

46c, 3. 297389. Hans Bonte, Mülhausen i. Els., Sinnestr. 28. Im Kolben von Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern angeordnetes Ventil, dessen Ventilteller gegen die Fliehkraft im Gleichgewicht gehalten wird. 19. 1. 15. B. 78863.

77h. 556790. Frida Riotte, Schlettstadt i. E. Lenkluftschiff usw. 26. 5. 13. R. 36082. 16. 2. 17.

Zurücknahme von Anmeldungen.

Das Datum bedeutet den Tag der Bekanntmachung der Anmeldung im Reichsanzeiger. Die Wirkungen des einstweiligen Schutzes gelten als nicht eingetreten.

77h. L. 42855. Einrichtung zur Sicherung von Behältern gegen Schußverletzung. 28. 6. 15.

Patentversagungen.

77h. F. 35176. Anordnung von vorn an einer Schwingachse und hinten elastisch befestigten Schwimmern an Wasserflugzeugen. 30. 11. 14.

46c. 659183. Max Hirschfelder, Berlin-Weißensee, Generalstr. 5. Auspufftopf für Flugzeuge. 6. 2. 17. H. 73138.

46a. 622497. Siemens & Halske Akt.-Ges., Siemensstadt b. Berlin. Umlaufmotor usw. 7. 2. 14. S. 32809. 20. 1. 17.

47a. 658843. Ago Flugzeugwerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Gelenkige Verbindung. 29. 1. 17. A. 26731.

77h. 592616. E. Rumpler, Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Rumpf für Flugzeuge. 10. 2. 14. R. 38567. 18. 1. 17.

77h. 596377. E. Rumpler, Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Flugzeugrumpf. 13. 3. 14. R. 38947. 18. 1. 17.

77h. 596378. E. Rumpler, Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Rumpf für Flugzeuge. 13. 3. 14. R. 38948. 18. 1. 17.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Anleitung zur sparsamen Verwendung von Schmiermitteln bearbeitet vom technischen Ausschuß für Schmiermittelverwendung, Charlottenburg 2, Hardenbergstr. 3. Herausgegeben von der Kriegsschmierölgesellschaft m. b. H., Vertrauensmann Dipl.-Ing. F. R. Frölich.

Diese Broschüre wird allen Interessenten von obiger Gesellschaft kostenlos geliefert. A. V.

Ballistik. Von H. Lorenz. Die mechanischen Grundlagen der Lehre vom Schuß. VI u. 87 S. 8° mit 53 Abbildungen. Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin. Preis geh. M. 3,50.

Im vorliegenden Buch behandelt der Verfasser nicht nur die innere Ballistik, die Bewegung des Geschosses im Innern eines Rohres, sondern auch die äußere Ballistik, die Bewegung des Geschosses durch die Luft und schließlich seine Wirkung am Ziel Während in den meisten Lehrbüchern die äußere Ballistik im Vordergrunde steht, ist hier auf die innere Ballistik näher eingegangen.

Der erste Teil behandelt den Pulverdruck, die Geschoßbewegung im Rohr, die Rückwirkung des Schusses und untersucht den Zusammenhang zwischen Rücklauf und Geschoßbewegung. Die Verhältnisse sind an praktischen Beispielen (Gewehr 98 mit S-Patrone und einer 7,5 cm-Feldkanone) erläutert, was namentlich für die Leser zum Verständnis beiträgt, die mit mathematischen Formeln weniger vertraut sind.

Im zweiten Teil, der »äußeren Ballistik«, wird zunächst die Flugbahn im luftleeren Raume untersucht und sodann die Größe der Verzögerung der Geschoßgeschwindigkeit durch den Luftwiderstand besprochen, wobei der Verfasser eine eigene Formel für den Luftwiderstand entwickelt, die der Machschen Theorie der Luftwellen gerecht wird.

Dieses sehr lehrreiche, in knappstem Stil verfaßte Buch ist vorzugsweise für den Waffentechniker geschrieben, aber auch für den Offizier von hohem Wert und für Offiziere der technischen Institute der Prüfungskommissionen und Lehrer an den militärischen Bildungsanstalten unentbehrlich.

Bodenreform. Deutsche Volksstimme. Frei Land. Organ des Bundes Deutscher Bodenreformer. Herausgeber: Adolf Damaschke, Bundesvorsitzender. Verlag: Bund Deutscher Bodenreformer, Berlin NW 23, Lessingstraße 11. Preis monatlich bei jeder Post 90 Pf., vierteljährlich M. 1,50. Probenummern kostenfrei.

In der neuesten Nummer (4) behandelt Freiherr v. Soden die Bedeutung der Kriegerheimstättenbewegung für die wirtschaftliche Stellung Bayerns im Reich und im mitteleuropäischen Zollverband. Reg.-Direktor Wappes-Speyer, zeigt, wie die Zukunft einer gesunden Forstwirtschaft zum großen Teil durch die Verwirklichung des Kriegerheimstättengedankens bewirkt werden kann. Das für Bayern besonders wichtige Gebiet der neuen Kanalbauten im Lichte der Kriegerheimstätten- und Bodenreformbewegung zeichnet Legationsrat v. Schwerin-Obersteinbach, auf Grund der Erfahrungen im Guten und Schlimmen, die Preußen mit seinen Kanälen gemacht hat. Neue, bisher wenig beachtete, aber für die Gesundheit jeder einzelnen Familie überaus bedeutsame Fragen entrollt der Direktor des Kindersanatoriums und Landerziehungsheims »Sonnenblick«, Hermann Weiskopf in Fürth-Zirndorf, indem er darauf hinweist, daß die Krieger, die zwar keine Glieder verloren haben, aber tuberkulös, lungen- oder nervenkrank aus dem Felde heimkehren, durch gesicherte Heimstätten Gesundheit, Arbeits- und Lebensfreudigkeit wieder erwerben können und daß hier gerade für die Kirche aller Konfessionen besondere Aufgaben erwachsen.

Kriegssteuergesetz vom 21. Juni 1916 und Besitzsteuergesetz vom 8. Juli 1913 nebst Ausführungsbestimmungen und sämtlichen Nachträgen und **Gesetz über vorbereitende Maßnahmen zur Besteuerung der Kriegsgewinne vom 24. Dez. 1915** für den praktischen Gebrauch erläutert von Dr. jur. Fritz Koppe, Rechtsanwalt und Syndikus und Dr. rer. pol. Varnhagen, Berlin. Mit Beispielen, Tabellen und ausführlichem Sachregister. Vierte Auflage. Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Steuerliteratur, Berlin C 2. XVI u. 350 S. Preis in Leinen gebunden M. 5,50.

In der neuen Auflage sind die Ausführungsbestimmungen des Bundesrates im Zusammenhang abgedruckt und außerdem samt den preußischen Bestimmungen im Zusammenhang verarbeitet und erläutert. Auch werden z. B. die wertvollen Winke über die Bewertung von Grundstücken und Hypotheken, von Effekten und Auslandswerten, über die Abschreibungen und Realisierung stiller Reserven, die Berichtigung von Bilanzen u. dgl. dem Steuerpflichtigen die Arbeit ganz außerordentlich erleichtern. Die Steuererklärungs-Muster und Tarife sind vollständig wiedergegeben und auch die Nachtragsvorschriften, so über Lebensversicherungen, Steuerkurse usw., bereits eingehend behandelt. Das umfangreiche Sachregister ist entsprechend ergänzt. Dem Steuerpflichtigen, der sich schnell und zuverlässig über die ihn interessierenden Fragen unterrichten will, wird der Kommentar auch in seiner neuen erweiterten Auflage ein guter Führer und Berater sein.

Nachruf.

† Direktor **Gustav Klein** ist am 10. März bei einem Versuchsflug mit einem neuen Flugzeug der von ihm geleiteten »Flugzeugwerft Staaken« tödlich verunglückt. Bis Kriegsbeginn war der Verstorbene Direktor der Firma Robert Bosch in Stuttgart und leitete als solcher namentlich die Außengeschäfte dieser Weltfirma. Gustav Klein war wohl der tätigste Mitarbeiter von Dr.-Ing. Robert Bosch, und er hat an den Erfolgen der Firma Robert Bosch, wie überhaupt an der überragenden Stellung der deutschen Fabrikation von elektrischen Zündapparaten in der ganzen Welt, einen wesentlichen Anteil. Ebenso eifrig, wie er sich vordem der Fabrikation und Einführung der Zündapparate gewidmet hatte, widmete er sich nach Kriegsbeginn dem Flugzeugbau. Gustav Klein war ein Genie in der Fabrikorganisation und ein Mann von außerordentlicher Energie und Tatkraft. In der Blüte seiner Jahre hat ihn nun der Tod bei Ausübung seines Berufs im Dienste des Vaterlandes dahingerafft. Er war 1875 in Sulzach geboren, ist also nur 42 Jahre alt geworden. Die deutsche Industrie, namentlich aber der Luftfahrzeugbau wird Direktor Gustav Klein ein dauerndes Andenken bewahren.

Die Leiche wurde nach Stuttgart überführt, wo am 18. März die feierliche Beerdigung unter großer Beteiligung stattfand. A. V.

Die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof, hat durch den plötzlichen Tod ihres Präsidenten, des

GENERALLEUTNANTS

HERMANN RIESS VON SCHEURNSCHLOSS,

Ritter des Eisernen Kreuzes II. und I. Klasse und vieler hoher und höchster Orden,

einen unersetzlichen Verlust erlitten.

Wie durch seine glänzende militärische Laufbahn hindurch, so hat er auch der Deutschen Versuchsanstalt seit ihrer Begründung mit unermüdlicher Hingabe und Pflichttreue sein Bestes gegeben und sich um ihre Entwickelung hohe Verdienste erworben. Allen, denen es vergönnt war, unter ihm und mit ihm zu arbeiten, bleibt er ein unvergeßliches Vorbild. Die Versuchsanstalt wird ihn allezeit in dankbarem Gedächtnis halten.

BENDEMANN, HOFF, RIEPPEL,
VOSSNACK, STIEBER, RICHTER.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrthaus. — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 7732.

1. Des am 8. März d. J. erfolgten Hinscheidens Seiner Exzellenz des Grafen Zeppelin wird an anderer Stelle in eingehender Weise gedacht, seinem unsterblichen Genius gehuldigt werden; wir beschränken uns hier darauf, unserem Stolz, unserer Verehrung und unserer Dankbarkeit dafür Ausdruck zu geben, daß wir ihn zu den Unseren zählen durften, daß er den Bestrebungen unserer Gesellschaft stets ein reges Interesse entgegenbrachte und lassen hier die von unserem Vorstand an die Witwe des Entschlafenen gerichteten Worte folgen, die wohl unser aller Gefühle beim Ableben dieses Großen einschließen:

Ihrer Exzellenz
Frau Gräfin Zeppelin,
Westsanatorium, Joachimsthalertr. 20, Berlin W 15.

Durch den unersetzlichen Verlust, der mit Ihnen, hochverehrteste Gräfin, das ganze deutsche Volk getroffen hat, trauern wir an der Bahre unseres Nationalhelden. Die Luftfahrtwissenschaft, deren Umsetzung in der Praxis seinem Genius vorbehalten war, hat einen ihrer größten Förderer vorloren: es war dem Entschlafenen nicht beschieden, das Ende dieses furchtbaren Völkerringens zu erleben, doch durfte er noch sein Werk in den großen Erfolgen, die der durch ihn geschaffenen Waffe beschieden waren, so erfolgreich gekrönt sehen. Ein einziges Gefühl der Dankbarkeit und der begeisterten Verehrung widmet ihm das Volk und wir mit ihm. Es ist uns ein Bedürfnis, Ihnen und Ihren Angehörigen diese Gefühle mit unserer tiefsten Anteilnahme an Ihrem Schmerz zum Ausdruck zu bringen.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.
Die Vorsitzenden:
Dr. von Böttinger. Dr. von Parseval. Dr. Prandtl.

Hierauf ging uns von der Gräfin telegraphisch der folgende Dank zu:

Herzlichen Dank für ehrende und warme Teilnahmebezeugung auch im Namen der Meinigen.
Gräfin Zeppelin.

Aber nicht genug mit diesem einen, brachte uns der 13. März einen zweiten, für unsere Gesellschaft schmerzlichen Verlust: Nach langem, schwerem Leiden starb in Berlin unser Vorstandsmitglied, der Wirkliche Geheime Oberbaurat und Abteilungschef im Reichs-Marineamt Dr. Ing. h. c. Rudolph Veith. Seine außerordentlichen, dem Vaterland in der Kriegszeit geleisteten Dienste ließen ihm immer noch Zeit, die Entwicklung unserer Gesellschaft mit dem größten Interesse zu verfolgen, den für uns aktuellen Fragen seine Anteilnahme zu schenken, fanden ihn doch fast ausnahmslos die Versammlungen unseres Vorstandes an seinem Platze. Nur schwer werden wir seinen klugen Rat, seine warme Förderung vermissen.

2. Auszeichnungen und Beförderungen:

Se. Majestät der Kaiser verlieh an seinem Geburtstage unserem Mitglied, dem Ingenieur und Konstrukteur Edmund Rumpler, Inhaber der Rumplerwerke in Berlin, das Eiserne Kreuz am weiß-schwarzen Bande.

Unser Mitglied Justizrat Joseph, Frankfart a. M., der an der Westfront steht, wurde zum Hauptmann d. R. befördert.

3. Weitere Mitteilungen aus unserem Mitgliederkreise:

Professor Dr. Ahlborn, der unserem Vorstand angehört, ist zurzeit als Hauptmann d. L. zur Flugzeugmeisterei Adlershof b. Berlin kommandiert.

Leutnant d. L. Gohlke, Ingenieur, wurde zur Inspektion der Fliegertruppen versetzt.

4. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als Ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Oberleutnant Schwarzenberger, Charlottenburg, Suarezstr. 26.

Betriebsingenieur Waldemar Heinrich, Lehrer für Aerodynamik, Flugzeuglehre und -bau, Motorenkunde, Graudenz, Fea 8, 1. Kompagnie, 16. Korporalschaft.

Dipl.-Ing. Ludwig Maurer, Oberingenieur b. Sea, Automobil- u. Aviatik-A.-G., Leipzig-Heiterblick, Czermaksgarten 12, II.

Gemäß § 6 erfolgte die Aufnahme als Außerordentliches Mitglied der:

Luftschiffbau Zeppelin, Gesellschaft m. b. H., Staaken, (Osthavelland).

5. Verlegung der Geschäftsstelle.

Unsere verehrlichen Mitglieder machen wir ergebenst darauf aufmerksam, daß wir seit dem 1. März d. J. die Räume unserer Geschäftsstelle nach Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstr. 1, Luftfahrt-Haus, zurückverlegt haben. Telefonanschluß Amt Steinplatz 7732.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen
und
Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. | 28. April 1917. | Heft 7 u. 8.


Digitized by Google

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Dr. L. PRANDTL und **Dr.-Ing. F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen — Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. **28. April 1917.** **Heft 7 und 8.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Systematische Luftpropellerversuche.

Von Dr.-Ing. K. Schaffran.

(Forts. aus Heft 17/18 des Jahrganges VII.)

II. Teil.

Auswertung der Modellpropellerversuchsergebnisse von Bramwell.

Nachdem im ersten Teil dieses Aufsatzes die im Schiffbau üblichen Auswertungsmethoden von Propellerversuchsergebnissen behandelt worden sind, soll in folgendem der Versuch gemacht werden, jene Auswertungsmethoden an Hand der Resultate von Modell-Luftpropellerversuchen ausländischer Anstalten sinngemäß auf die Verhältnisse von naturgroßen Luftschrauben zu übertragen. Zu diesem Zweck mögen zunächst die von Bramwell in den Jahren 1911/12 mit durchweg zweiflügligen Modell-Luftpropellern von 610 mm Durchmesser im Windtunnel ausgeführten Versuche einer Erörterung unterzogen werden. Es lagen denselben im wesentlichen zwei Gruppen A und B von Propellern zugrunde, welche bei verschiedenen Steigungsverhältnissen der Hauptsache, wie aus Fig. 45 zu ersehen, nur durch die Blattbreiten bei sonst ähnlicher (elliptischer) Flügelform voneinander abwichen. Während die Gruppe A ein Blattbreitenverhältnis b/D, d. h. ein solches der größten Blattbreite zum Propellerdurchmesser von 0,235 aufwies, war bei Gruppe B dieses Verhältnis nur gleich 0,149. Da beide Blattbreitenverhältnisse aber ganz

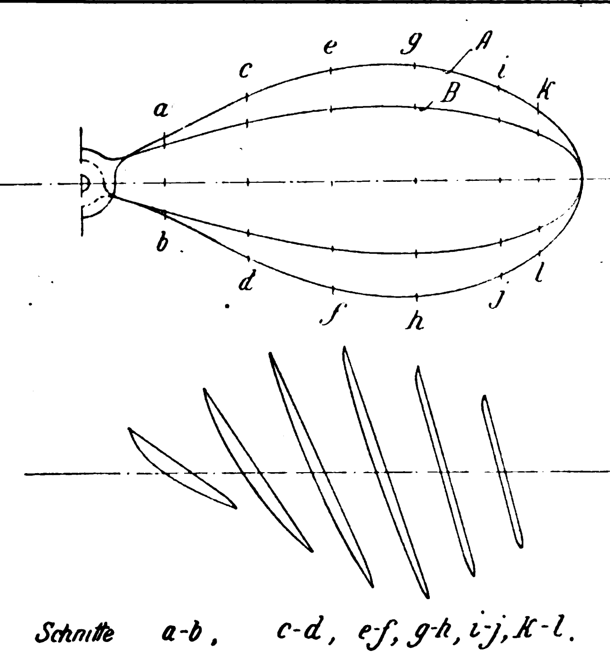


Fig. 45.

wesentlich höher sind als die ausgeführter moderner Luftschrauben, so ist es erklärlich, daß die Resultate für die letz-

teren auch keinen absoluten Wert, sondern nur einen relativen beanspruchen dürfen.

Die durch Interpolation und Durchstraken korrigierten Ergebnisse der ersten Gruppe A mit $b/D = 23{,}5\%$ Blattbreitenverhältnis sind in Fig. 46 in der im Luftschiffbau üblichen Weise als Funktion des Fortschrittsgrades $\frac{V}{nD}$ in Form der Schubkonstanten $c_1 = \frac{S}{n^2 D^4}$ der Momentenkonstanten $c_2 = \frac{M}{n^2 D^5}$ und des Propellerwirkungsgrades η_p für die verschiedenen untersuchten Steigungsverhältnisse $H_w/D = 0{,}6$—$0{,}8$ graphisch aufgetragen. Hierin bedeuten:

V = Fahrtgeschwindigkeit in m/sec;
n = Tourenzahl pro Sekunde;
D = Propellerdurchmesser in m;
H_w = wirksame Propellersteigung;

Unter der letzteren versteht Bramwell diejenige ideelle Steigung, welche sich rein rechnerisch bei einer bestimmten Fahrtgeschwindigkeit V und Tourenzahl n durch die Beziehung $H_w = \frac{V}{n}$ dann ergibt, wenn der Propellerschub gleich Null wird. Da nach früherem (s. Heft 13/14 S 80) die Grundgleichung für den Propellerschub

$$S = c \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot A \cdot nH\,(nH - V) \quad \text{oder}$$

$$S = c \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot A \cdot n^2 H^2 \cdot \frac{nH - V}{nH} = c \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot A \cdot n^2 H^2 \left(1 - \frac{V}{nH}\right)$$

ist, so würde bei $H = \frac{V}{n}$ oder $V = nH$ oder Slip gleich Null, rein theoretisch auch der Schub S gleich Null sein. In Wirklichkeit trifft dies, wie aus den Diagrammen der Wasserpropeller Fig. 4 bis 9 (Heft 13/14 S. 81 bis 87) ersehen werden kann, aus dem Grunde nicht zu, weil die sog. wirksame Steigung bei einem körperlichen Propeller infolge der Krümmung der Rückseite der Flügelquerschnitte je nach der Stärke und Form dieser Krümmung um einen gewissen Prozentsatz größer ist, als die mathematische der Flügeldruckseite, welche in der Regel bei Berechnung des Slips zugrunde gelegt wird. In den Diagrammen Fig. 46 bedeuten ferner:

S = Propellerschub in kg;
M = Propellerdrehmoment in mkg;

$\eta_p = \frac{S \cdot V}{2\pi n M}$ = Propellerwirkungsgrad in %;

$s_w = \frac{n \cdot H_w - V}{n H_w}$ = sogenannter wirksamer Slip unter Zugrundelegung der wirksamen Steigung H_w;

H_w/D = wirksames Steigungsverhältnis.

Nach den Ausführungen im Teil I dieses Aufsatzes liegen bei allen ähnlichen Propellern von bestimmtem Modell bei gleichem Slip gleiche Schub- und Momentenkonstanten sowie gleiche Wirkungsgrade vor. Dasselbe ist naturgemäß auch bei gleichem Fortschrittsgrad $\frac{V}{nD}$ der Fall, da letzterem bei einem Propeller von bestimmtem Modell also auch bestimmtem Steigungsverhältnis $\frac{H}{D}$ ein ganz bestimmter Wert des Verhältnisses von $\frac{V}{nH}$ und somit auch des Slips $1 - \frac{V}{nH}$ zugeordnet ist. Im Gegensatz zu den Diagrammen Fig. 4 bis 9 sind die Schub- und Momentenkonstanten in Fig. 46 der Einfachheit wegen und mit der Absicht, den unsicheren Begriff der Steigung ganz auszuschalten, durch die Ausdrücke

$$c_1 = \frac{S}{n^2 D^4} \text{ bzw. } c_2 = \frac{M}{n^2 D^5}, \text{ statt } \frac{S}{n^2 D^2 H^2} \text{ und } \frac{M}{n^2 D^2 H^3}$$

ersetzt, wodurch an dem Wesen dieser Konstanten aus dem Grunde nichts geändert wird, weil dieselben immer nur für ein ganz bestimmtes Steigungsverhältnis gelten.

Aus den Diagrammen Fig. 46 lassen sich ohne weiteres bereits folgende Schlußfolgerungen ziehen:

Bei den einzelnen untersuchten Modellpropellern ergeben sich für die im Maximum erreichbaren Wirkungsgrade um so höhere Werte, je größer die Steigungsverhältnisse waren und zwar fast durchweg bei demselben Slip von etwa 28 bis 30%.

Bei den niedrigen Fortschrittsgraden $\frac{V}{nD}$, die bei gleichen Touren und Propellerdurchmessern gleichbedeutend mit den kleinen Fahrtgeschwindigkeiten sind, zeigten sich die niedrigeren Steigungsverhältnisse den höheren entschieden überlegen, eine Tatsache, welche auch bereits bei den Wasserpropellerversuchen festgestellt worden war.

Bei einem bestimmten z. B. durch die Konstruktionsverhältnisse eines Flugzeuges gegebenen Fortschrittsgrad $\frac{V}{nD}$ ist, nach dem Verlauf der Wirkungsgradkurven η_p zu urteilen, der in diesem Fall beste Propeller nicht derjenige, welcher hierbei das Maximum seines Wirkungsgrades erreicht, sondern ein anderer, der dort zwar nicht bei **seinem** im Maximum erreichbaren Wirkungsgrad arbeitet, dessen Wert von η_p an dieser Stelle aber absolut genommen immer noch besser als der des ersteren Propellers ist.

Im folgenden mag nun zunächst eine weitere Auswertung der Versuchsdiagramme Fig. 46 der Propellergruppe mit 23,5% b/D Blattbreitenverhältnissen für die in der Praxis noch vielfach üblichen sog. Standproben vorgenommen werden. Hierfür ist die Fahrtgeschwindigkeit V gleich Null, mithin die zugehörige Schub- bzw. Momentenkonstante c_1 und c_2 eines bestimmten Propellers diejenige, welche bei dem Wert des Fortschrittsgrades $\frac{V}{nD} = 0$ liegt. Der Propellerschub in kg bei der Tourenzahl n ergibt sich demnach zu:

$$S = c_1 \cdot n^2 D^4$$

und das Drehmoment in mkg:

$$M = c_2 \cdot n^2 D^5,$$

mithin die abgebremste Wellenpferdestärke

$$WPS = \frac{2\pi n M}{75} = \frac{2\pi}{75} \cdot c_2 \cdot n^3 D^5.$$

Schließlich der Wert des Propellerschubes in kg pro abgebremste Wellenpferdestärke:

$$S/WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{1}{nD}.$$

Auf die abgeleitete Beziehung S/WPS, d. i. der Propellerschub pro abgebremste Wellenpferdestärke ist in Anlehnung an die Praxis aus dem Grunde zurückgegriffen worden, weil dieselbe und zwar in gewissen Grenzen nicht mit Unrecht, einen gewissen Maßstab zur Beurteilung des Gütegrades von Schrauben liefern dürfte, die wie z. B. in der Periode des Aufstieges unter hohen Belastungsgraden und großem Slip arbeiten.

Nach obiger Gleichung wird der Wert von S/WPS um so größer sein, je kleiner das Produkt $n \cdot D$ ist, d. h. je kleiner bei gegebenem (beschränktem) Propellerdurchmesser D die Tourenzahl n und je kleiner bei gegebener Tourenzahl n der Durchmesser D gewählt ist. Damit aber ein bestimmtes Propellermodell den verlangten Schub S erzeugt, muß es infolge der Beziehung

$$S = c_1 \cdot n^2 D^4$$

mit der Tourenzahl

$$n = \frac{\sqrt{S}}{\sqrt{c_1}} \cdot \frac{1}{D^2}$$

arbeiten. Somit ist

$$nD = \frac{\sqrt{S}}{\sqrt{c_1}} \cdot \frac{1}{D} = \frac{1}{\sqrt{c_1}} \cdot \frac{\sqrt{S}}{D}$$

und

$$S/WPS = \left(\frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1^{3/2}}{c_2}\right) : \frac{\sqrt{S}}{D};$$

Wie hieraus zu ersehen, ist bei einem vorliegenden bestimmten Propellermodell sowohl der sog. Gütegrad S/WPS

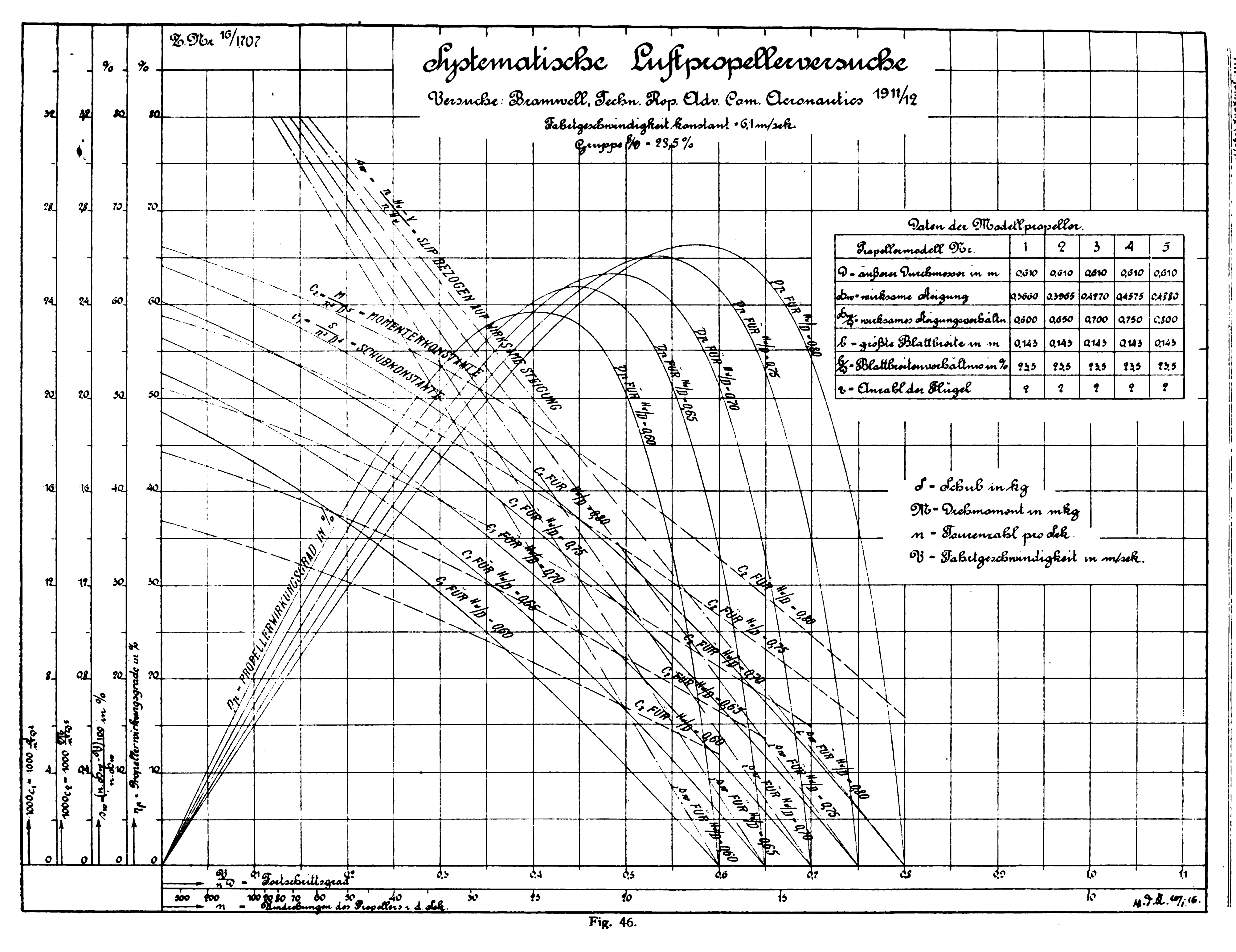

Z. Nr. 16/1707
Systematische Luftpropellerversuche
Versuche: Bramwell, Techn. Rep. Adv. Com. Aeronautics 1911/12
Fahrtgeschwindigkeit konstant = 6,1 m/sek.
Gruppe b/D = 23,5 %
Daten der Modellpropeller.
Propellermodell Nr.	1	2	3	4	5
D = äußerer Durchmesser in m	0,610	0,610	0,610	0,610	0,610
Hw = wirksame Steigung	0,3660	0,3965	0,4270	0,4575	0,4880
Hw/D = wirksames Steigungsverhältn.	0,600	0,650	0,700	0,750	0,800
b = größte Blattbreite in m	0,143	0,143	0,143	0,143	0,143
b/D = Blattbreitenverhältnis in %	23,5	23,5	23,5	23,5	23,5
z = Anzahl der Flügel	2	2	2	2	2
S = Schub in kg
M = Drehmoment in mkg
n = Tourenzahl pro Sek.
V = Fahrtgeschwindigkeit in m/sek.
ηp FÜR Hw/D = 0,80
ηp FÜR Hw/D = 0,75
ηp FÜR Hw/D = 0,70
ηp FÜR Hw/D = 0,65
ηp FÜR Hw/D = 0,60
ηp = PROPELLERWIRKUNGSGRAD IN %
sw = (n Hw − V)/(n Hw) = SLIP BEZOGEN AUF WIRKSAME STEIGUNG
C2 = M/(n² D⁵) = MOMENTENKONSTANTE
C1 = S/(n² D⁴) = SCHUBKONSTANTE
C1 FÜR Hw/D = 0,80
C1 FÜR Hw/D = 0,75
C1 FÜR Hw/D = 0,70
C1 FÜR Hw/D = 0,65
C1 FÜR Hw/D = 0,60
C2 FÜR Hw/D = 0,80
C2 FÜR Hw/D = 0,75
C2 FÜR Hw/D = 0,70
C2 FÜR Hw/D = 0,65
C2 FÜR Hw/D = 0,60
sw FÜR Hw/D = 0,80
sw FÜR Hw/D = 0,75
sw FÜR Hw/D = 0,70
sw FÜR Hw/D = 0,65
sw FÜR Hw/D = 0,60
ηp = Propellerwirkungsgrad in %
1000 C1 = 1000 S/(n² D⁴)
1000 C2 = 1000 M/(n² D⁵)
V/(n D) = Fortschrittsgrad
n = Umdrehungen des Propellers i. d. Sek.
M. T. A. 10/1. 16.

Fig. 46.

für die Standprobe als auch die Tourenzahlkonstante $C_n = n \cdot D$ eine einfache Funktion vom Durchmesserbelastungsgrad $\frac{\sqrt{S}}{D}$. Während C_n in direktem linearen Verhältnis zu demselben steht, ist S/WPS diesem umgekehrt proportional.

In Fig. 47 sind die Werte von C_n und S/WPS logarithmisch über denen von $\frac{\sqrt{S}}{D}$ aufgetragen. Soll demnach ein dem untersuchten Modellpropeller genau ähnlicher von bestimmtem Durchmesser in Stand den verlangten Schub S ausüben, so braucht man nur den Abszissenwert $\frac{\sqrt{S}}{D}$ zu ermitteln und kann aus den bei diesem liegenden Ordinatenwerten von S/WPS und $C_n = n \cdot D$ sowohl die erforderlichen abgebremsten Pferdestärken WPS als auch die zugehörige Tourenzahl n errechnen.

Zahlenbeispiel.

Gegeben: Propellerdurchmesser $D = 2{,}75$ m.

Verlangt: Propellerschub in Stand $S = 440$ kg mit Propeller von $b/D = 23{,}5\%$ Blattbreitenverhältnis der Gruppe A und $H_w/D = 0{,}65$ Steigungsverhältnis.

Gesucht: WPS und n;

Durchmesserbelastungsgrad

$$\frac{\sqrt{S}}{D} = \frac{\sqrt{440}}{2{,}75} = 7{,}63.$$

Hierfür bestimmen die Diagramme Fig. 47 für das betreffende Steigungsverhältnis von $H_w/D = 0{,}65$ die Werte:

$$S/WPS = 2{,}70$$

und

$$C_n = n \cdot D = 52{,}5,$$

folglich beträgt die abgebremste Wellenpferdeleistung

$$WPS = \frac{440}{2{,}70} = 163$$

und die Propellertourenzahl

$$n = \frac{52{,}5}{2{,}75} = 19{,}1/\text{sec} = 1145/\text{min}.$$

Mit den Ergebnissen naturgroßer moderner Luftschrauben von gleichem Durchmesser und Steigungsverhältnis verglichen, zeigt die oben festgestellte Wellenpferdeleistung eine ziemlich

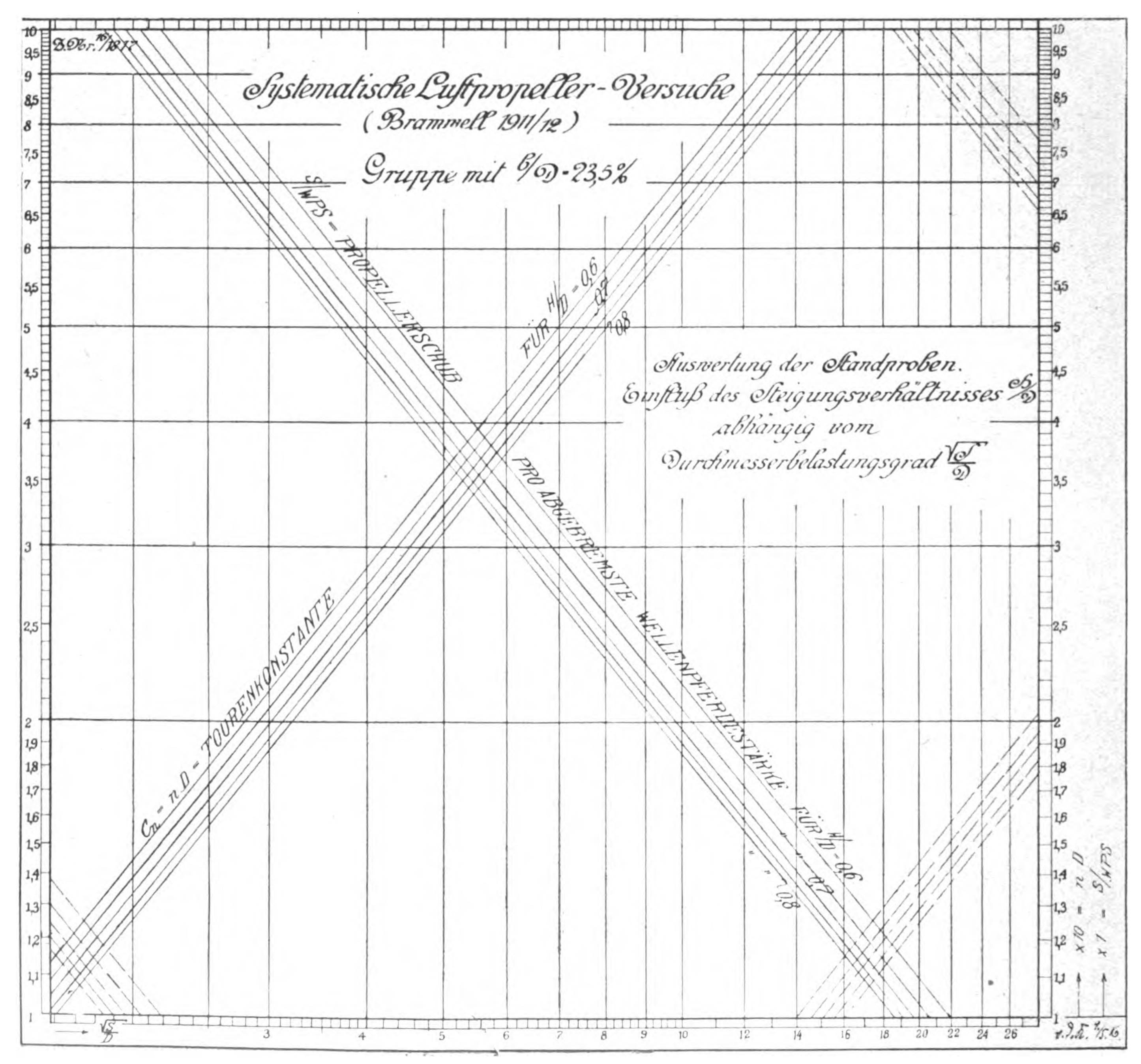


Fig. 47.

gute Übereinstimmung, die Tourenzahl dagegen ist um etwa 15% niedriger als bei jenen, was darauf zurückzuführen sein dürfte, daß moderne Luftschrauben ein viel kleineres Blattbreitenverhältnis b/D von nur etwa 6 bis 7% gegenüber dem der untersuchten Modellpropeller von 23,5% haben. Berücksichtigt man aber die Tourendifferenz, so lassen sich, nach zahlreichen Vergleichsrechnungen zu urteilen, auch schon die Ergebnisse dieser Modellversuchsresultate sehr wohl auf die Verhältnisse üblicher ausgeführter Luftschrauben übertragen.

Aus den Diagrammen Fig. 47 können noch folgende Schlußfolgerungen gezogen werden. Je kleiner der Durchmesserbelastungsgrad $\frac{\sqrt{S}}{D}$ d. h. bei gegebenem Propellerdurchmesser auch der verlangte Schub ist, desto kleiner ist naturgemäß die Tourenzahlkonstante $n \cdot D$ (daher auch die Tourenzahl n selbst) und desto größer ist der sog. Gütegrad S/WPS. Letzterer kann im obigen Fall sehr wohl das Doppelte des oben festgestellten Wertes von $S/WPS = 2{,}70$ d. i. 5,4 erreichen, was bei 163 abgebremsten Wellenpferdestärken einem Propellerschub von 880 kg entspricht, wenn der Durchmesserbelastungsgrad bei demselben Propellermodell von $H_w/D = 0{,}65$ gemäß den Diagrammen der Fig. 47 nur $\frac{\sqrt{S}}{D} = 3{,}82$ beträgt und der Propeller einen Durchmesser von

$$D = \frac{\sqrt{S}}{3{,}82} = \frac{\sqrt{880}}{3{,}82} = 7{,}77 \text{ m}$$

erhält, wobei man bei dem zugeordneten $C_n = n \cdot D = 26{,}5$ auf eine Tourenzahl von

$$n = \frac{26{,}5}{7{,}77} = 3{,}341/\text{sec} = 204/\text{min.}$$

oder, auf die Verhältnisse eines üblichen schmalflügligen Propellers übertragen, mit etwa 15% Touren mehr, d. s. ca. 235 pro min. zu rechnen hätte.

Bei gleichem Durchmesserbelastungsgrad ist nach den Diagrammen Fig. 47 die Tourenzahlkonstante und daher auch die Tourenzahl selbst, wie leicht erklärlich, um so höher, je kleiner das Steigungsverhältnis ist.

Bei gleichen Durchmesserbelastungsgraden sind die Gütegrade um so höher, je kleiner die Steigungsverhältnisse waren und zwar prozentual in einem mit der Erhöhung der Belastungsgrade immer größer werdenden Maße. Hierzu mag an dieser Stelle nochmals betont werden, daß diese Verhältnisse nur für die Standproben und evtl. noch für eine gewisse Periode der Anfahrt und des Aufstieges eines Flugzeuges gelten, für höhere Fahrtgeschwindigkeiten aber nicht mehr maßgebend sind, da bei diesen, wie schon aus den Diagrammen Fig. 46 ersehen werden kann und später noch eingehender nachgewiesen werden soll, umgekehrt die größeren Steigungsverhältnisse den kleineren bei gleichem Durchmesser D für gleichen Schub S, d. h. für gleichen Durchmesserbelastungsgrad überlegen sein müssen.

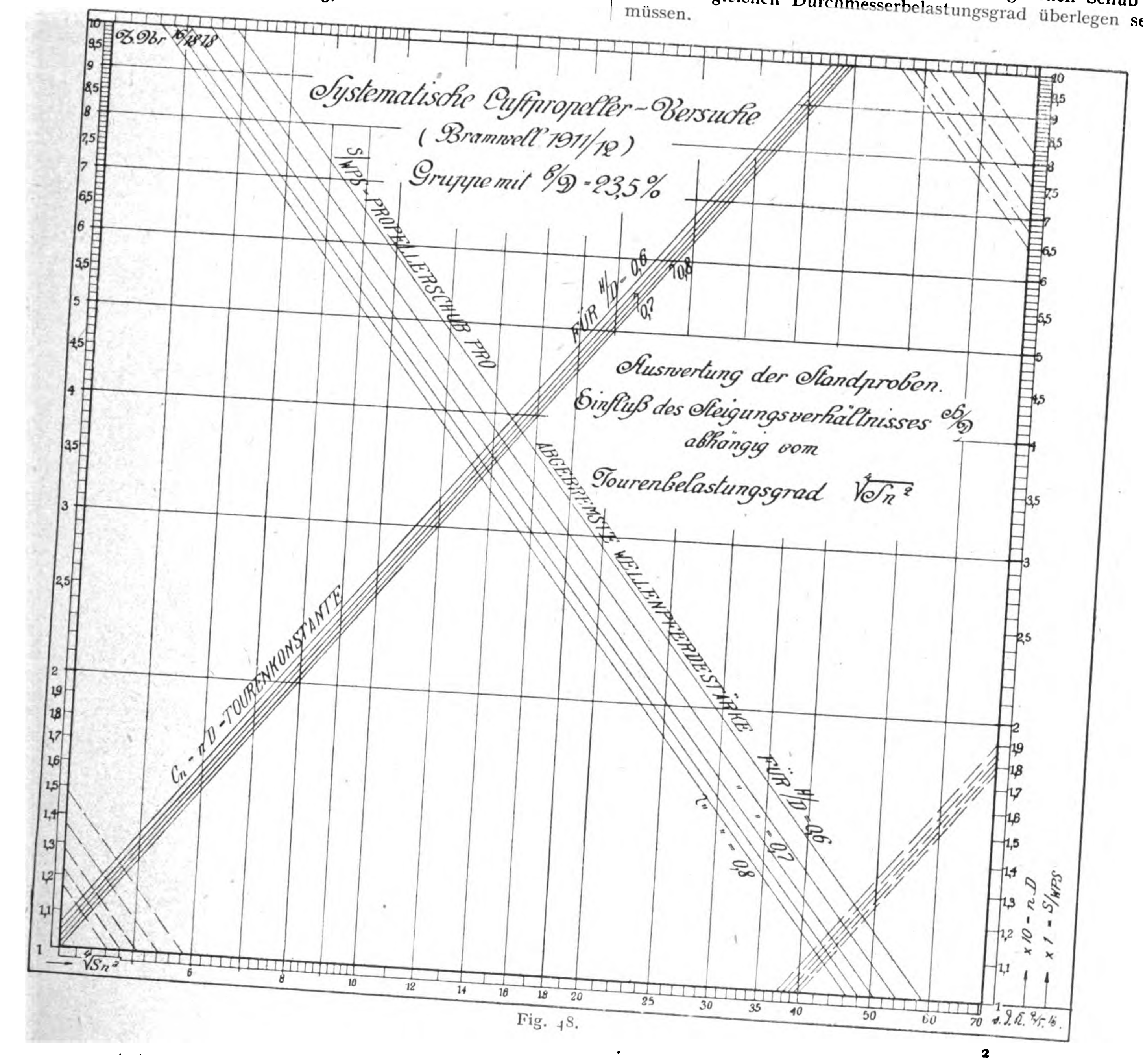


Fig. 48.

Bei einem Vergleich der einzelnen Propeller einer Propellergruppe könnte zweitens als Bedingung gestellt sein, daß für die Standprobe ein bestimmter Schub bei einer bestimmten Tourenzahl eingehalten werden soll. Für diesen Fall muß eine Auswertung der Diagramme Fig. 46 in folgender Weise vorgenommen werden. Nach früherem ist der Gütegrad

$$S/WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{1}{nD}.$$

Es ist ferner

$$S = c_1 \cdot n^2 D^4$$

und

$$S \cdot n^2 = c_1 \cdot n^4 D^4;$$

folglich

$$n \cdot D = \frac{1}{c_1^{1/4}} \cdot \sqrt[4]{S \cdot n^2}$$

und

$$S/WPS \cdot WPS = \left(\frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1^{1/4}}{c_2}\right) / \sqrt[4]{S \cdot n^2}.$$

Hiernach ist bei einem vorliegenden bestimmten Propellermodell sowohl der sog. Gütegrad S/WPS für die Standprobe als auch die Tourenzahlkonstante $C_n = n \cdot D$ eine einfache Funktion vom Tourenbelastungsgrad $\sqrt[4]{S \cdot n^2}$.

In Fig. 48 sind diese Werte von C_n und S/WPS logarithmisch über denen von $\sqrt[4]{S \cdot n^2}$ aufgetragen. An Hand dieser Diagramme läßt sich für gegebenen Schub S und gegebene Tourenzahl n der Durchmesser D sowie die Steigung desjenigen Propellers bestimmen, der dasselbe Steigungsverhältnis wie einer der untersuchten Modellpropeller aufweist. Auch kann aus dem zugeordneten Verhältnis von S/WPS die erforderliche Leistung an abgebremsten Wellenpferden ermittelt werden.

Zahlenbeispiel.

Gegeben: Propellertourenzahl in Stand $n = 1145$/min. = 19,1/sec.

Verlangt: Propellerschub in Stand $S = 440$ kg mit einem Propeller von $b/D = 23{,}5\%$ Blattbreitenverhältnis der Gruppe A und $H_w/D = 0{,}65$ Steigungsverhältnis.

Gesucht: WPS, D und H;

Tourenbelastungsgrad:

$$\sqrt[4]{S \cdot n^2} = \sqrt[4]{440 \cdot 19{,}1^2} = 20.$$

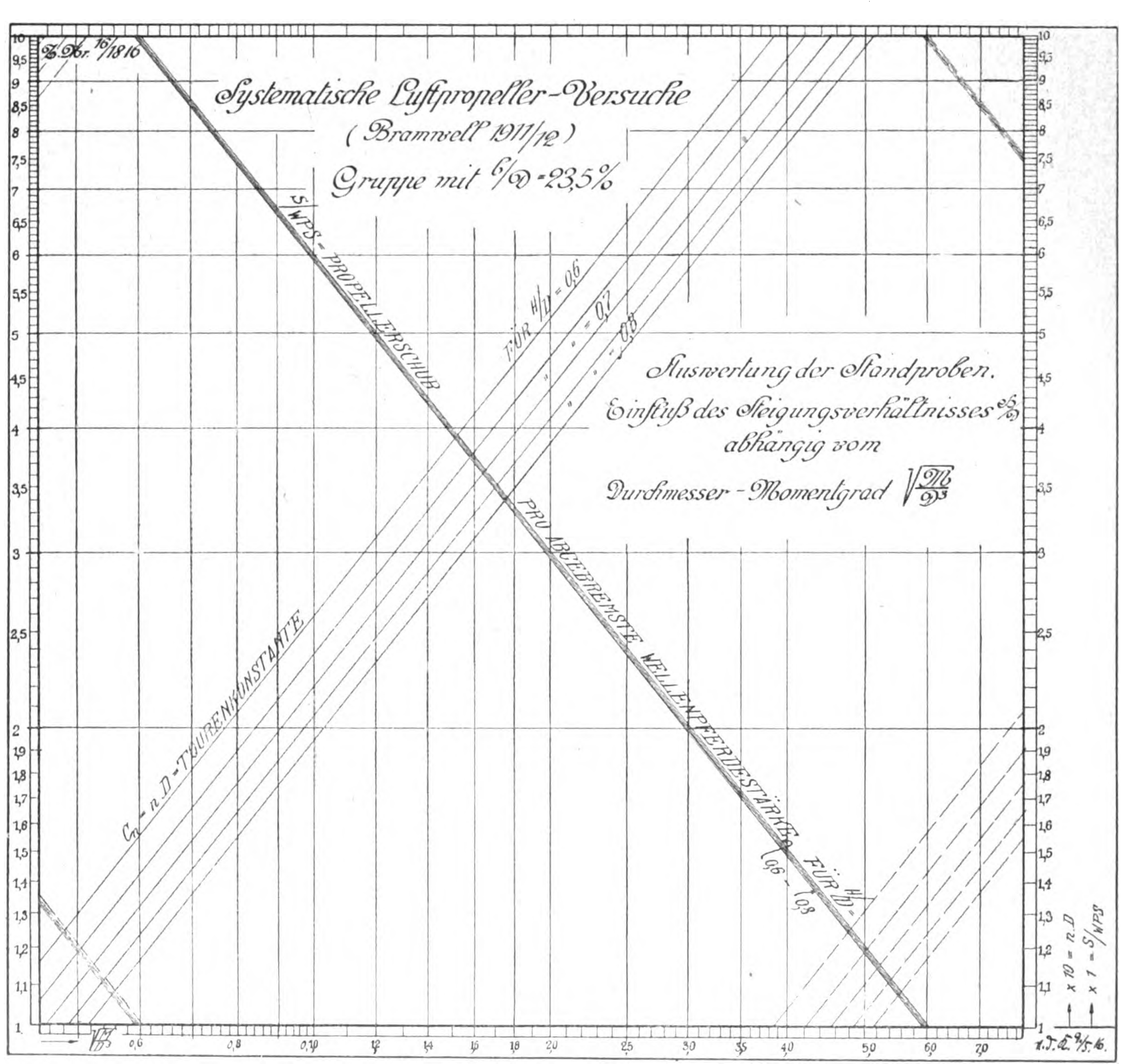


Fig. 49.

Hierfür bestimmen die Diagramme Fig. 48 für das betreffende Steigungsverhältnis die Werte:

$$S/WPS = 2{,}70$$

und

$$C_n = nD = 52{,}5,$$

folglich beträgt die abgebremste Wellenpferdeleistung

$$WPS = \frac{440}{2{,}70} = 163$$

und der Propellerdurchmesser

$$D = \frac{52{,}5}{19{,}1} = 2{,}75 \text{ m}$$

schließlich die Steigung

$$H_w = D \cdot 0{,}65 = 2{,}75 \cdot 0{,}65 = 1{,}78 \text{ m}.$$

Die Diagramme Fig. 48 zeigen, daß auch für gegebenen Tourenbelastungsgrad $\sqrt[4]{S \cdot n^2}$, d. h. gegebenen Schub und gegebene Tourenzahl, aber freigestellten (nicht beschränkten) Propellerdurchmesser die niedrigeren Steigungsverhältnisse die besseren Gütegrade ergeben müssen.

Bei den obigen Analysen ist stillschweigend vorausgesetzt, daß vorläufig die betreffende Leistung des Motors und auch das Drehmoment desselben noch nicht festgelegt sind. Ist dagegen ein bestimmter Motor, der seine normale Leistung bei einer ganz bestimmten Tourenzahl und mit einem bestimmten Drehmoment abgibt, vorhanden, so dürfte es sich empfehlen, zur Kennzeichnung des Verhaltens der einzelnen Propeller der Gruppe A eine weitere Auswertung der Versuchsergebnisse in folgender Weise durch die in den Fig. 49 und 50 dargestellten Diagramme vorzunehmen.

Das Drehmoment eines bestimmten Propellermodells im Stand ist

$$M = c_2 \cdot n^2 D^5,$$

wobei c_2 die entsprechende Drehmomentenkonstante bedeutet.

$$\frac{M}{D^3} = c_2 \cdot n^2 D^2;$$

folglich

$$C_n = nD = \frac{1}{\sqrt[2]{c_2}} \Big/ \sqrt{\frac{M}{D^3}};$$

nach früherem ist

$$S/WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{1}{nD}.$$

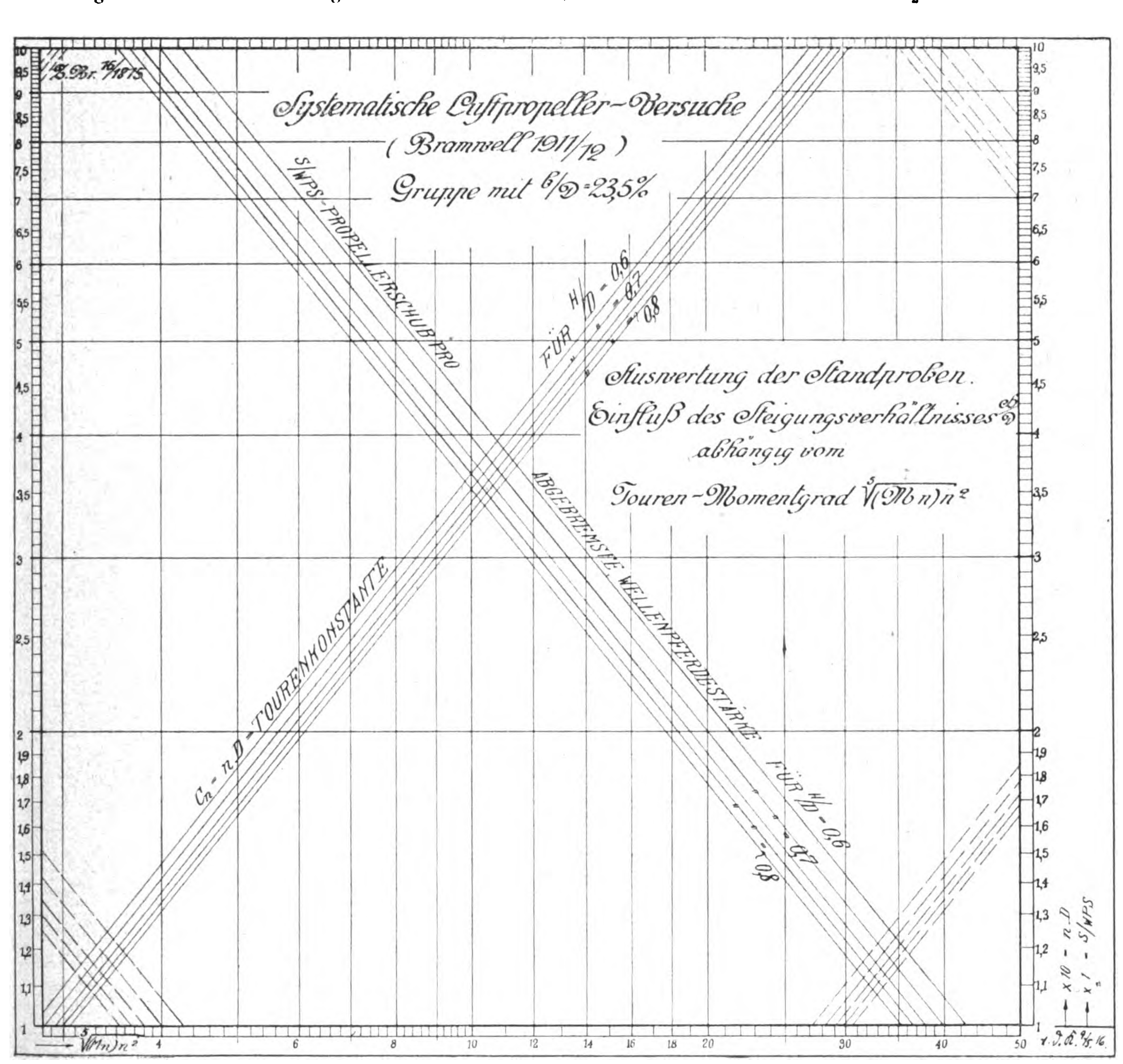
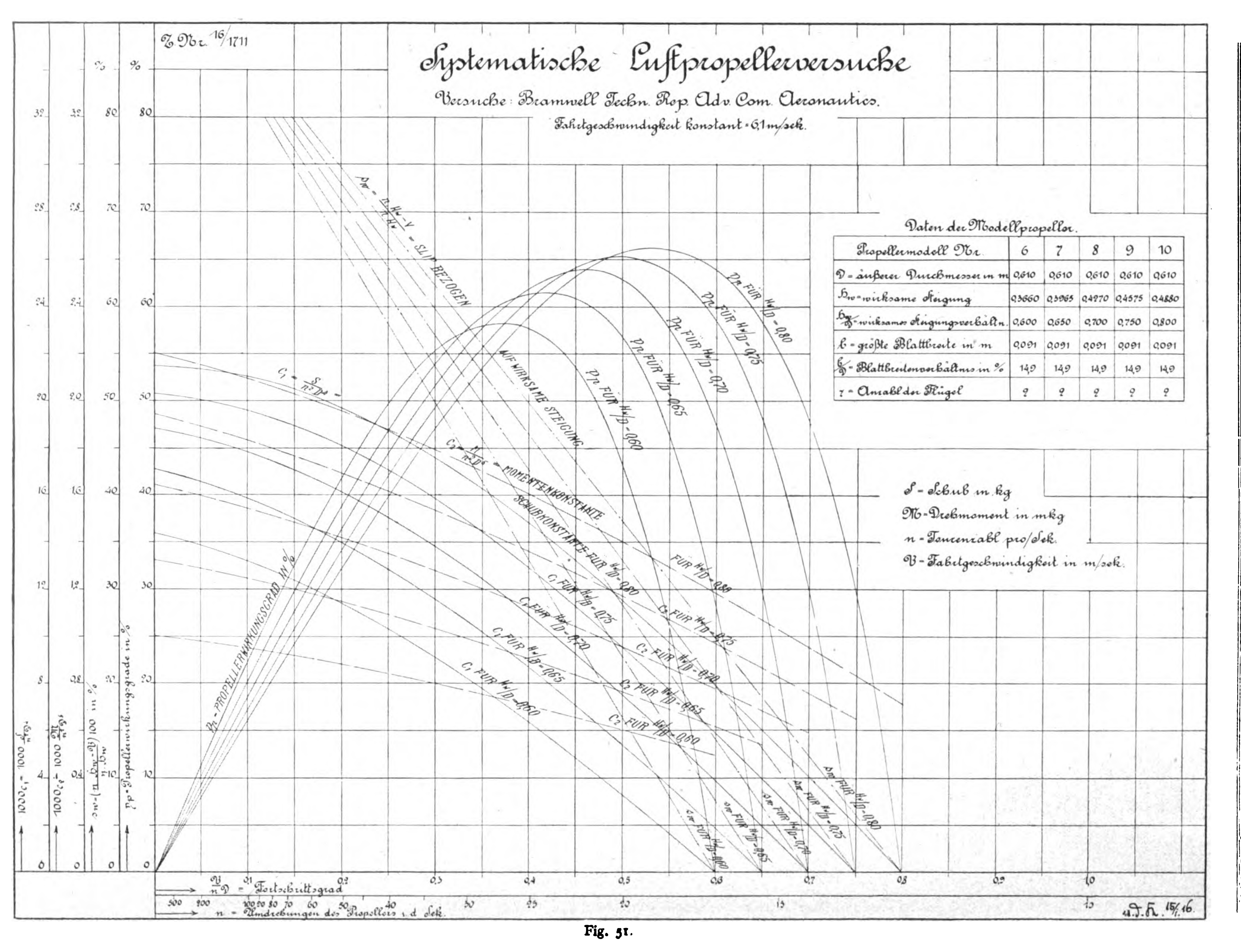


Fig. 50.



Propellermodell Nr.	6	7	8	9	10
D = äußerer Durchmesser in m	0,610	0,610	0,610	0,610	0,610
H_w = wirksame Steigung	0,3660	0,3965	0,4270	0,4575	0,4880
H_w/D = wirksames Steigungsverhältn.	0,600	0,650	0,700	0,750	0,800
b = größte Blattbreite in m	0,091	0,091	0,091	0,091	0,091
b/D = Blattbreitenverhältnis in %	14,9	14,9	14,9	14,9	14,9
z = Anzahl der Flügel	2	2	2	2	2

Fig. 51.

mithin

$$S/WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2^{1/2}} : \sqrt{\frac{M}{D^3}}.$$

In den Diagrammen Fig. 49 sind nun die auf diese Art errechneten Werte von S/WPS und $C_n = n \cdot D$ als Funktion von $\sqrt{\frac{M}{D^3}}$ logarithmisch aufgetragen und gestatten die Lösung der gleich in folgendem durch ein Zahlenbeispiel erläuterten Aufgabe.

Gegeben: Motor von $WPS = 163$ abgebremsten Wellenpferdestärken bei $n = 1145$ Touren pro min. = 19,1/sec, also mit einem zur Verfügung stehenden Drehmoment von

$$M = \frac{WPS \cdot 75}{2\pi \cdot n} = \frac{163 \cdot 75}{2\pi \cdot 19{,}1} = 103 \text{ mkg}.$$

Der Propeller habe einen Durchmesser $D = 2{,}75$ m.

Verlangt: Steigungsverhältnis, bei dem die gegebene Tourenzahl im Stand wirklich erreicht wird, sowie nutzbaren Propellerschub bei Wahl dieses Steigungsverhältnisses.

Durchmessermomentgrad:

$$\sqrt[2]{\frac{M}{D^3}} = \sqrt[2]{\frac{103}{2{,}75^3}} = 2{,}24;$$

Tourenkonstante: $C_n = n \cdot D = 19{,}1 \cdot 2{,}75 = 52{,}5;$

Für

$$\sqrt[2]{\frac{M}{D^3}} = 2{,}24 \text{ und } C_n = 52{,}5$$

bestimmen die Diagramme Fig. 49 ein Steigungsverhältnis $H_w/D = 0{,}65$ und einen diesem zugeordneten Wert von S/WPS gleich 2,70, so daß der zu erwartende Propellerschub $S = 2{,}70 \cdot WPS = 2{,}70 \cdot 163 = 440$ kg betragen wird.

Ist schließlich nur der Motor in seiner Leistung und Tourenzahl gegeben, der Propeller in Durchmesser und Steigung aber noch nicht festgestellt, so kommt die in folgendem erörterte Auswertungsmethode der Versuchsergebnisse in Betracht.

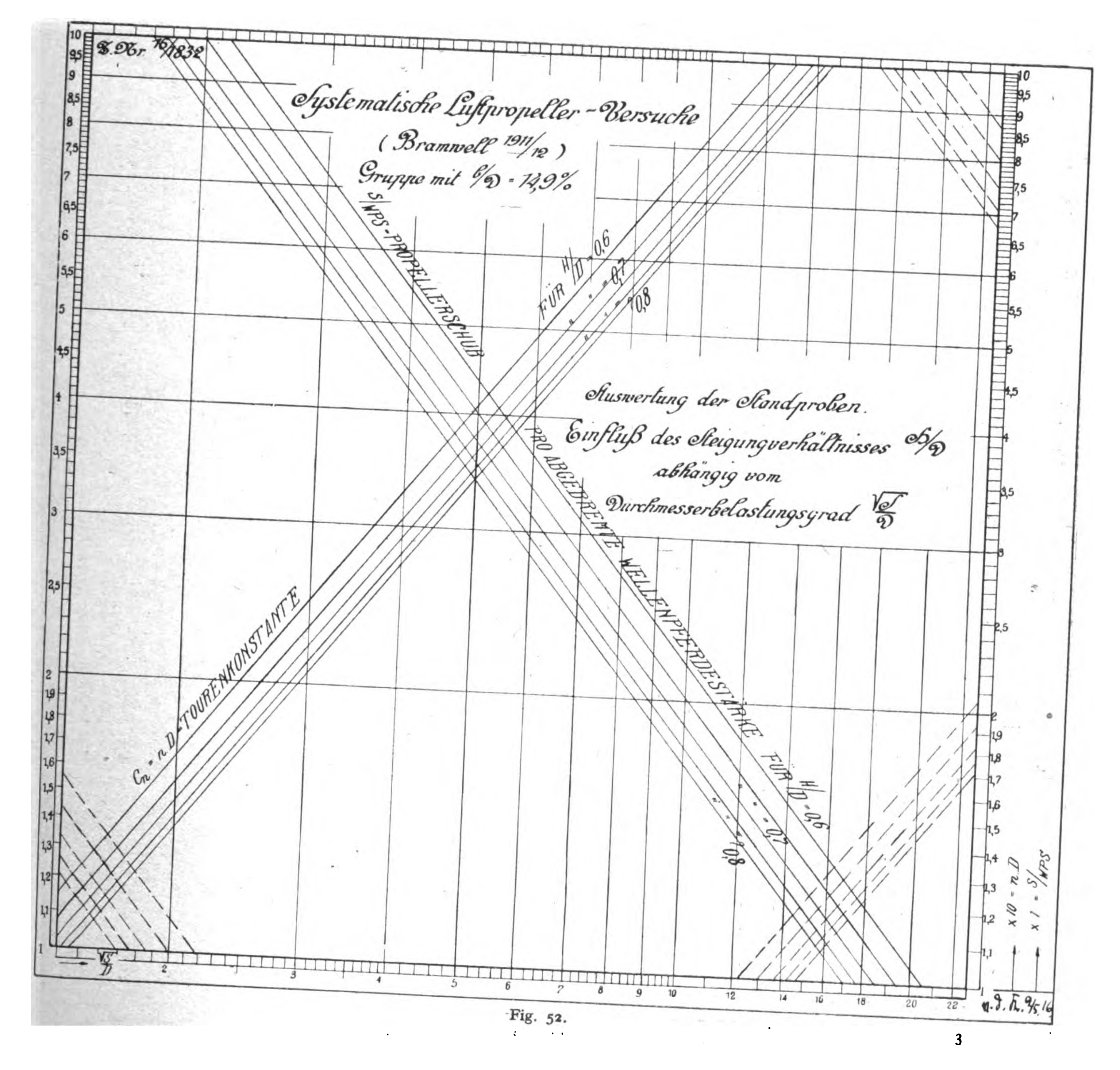


Fig. 52.

Drehmoment $M = c_2 \cdot n^2 D^5$

$$M \cdot n^3 = c_2 \cdot n^5 \cdot D^5;$$

folglich

$$C_n = n D = \frac{1}{c_1^{1/5}} \cdot \sqrt[5]{M \cdot n^3}.$$

Nach früherem ist der Gütegrad

$$S/WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{1}{nD},$$

also

$$S/WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2^{4/5}} \Big/ \cdot \sqrt[5]{M \cdot n^3};$$

Gütegrad S/WPS und Tourenkonstante $C_n = n \cdot D$ sind demnach eine Funktion des Tourenmomentgrades $\sqrt[5]{M \cdot n^3}$ wie dies in Fig. 50 logarithmisch dargestellt worden ist.

Zahlenbeispiel:

Gegeben sei wie im vorigen Fall die Leistung des Motors von $WPS = 163$ abgebremsten Wellenpferdestärken bei $n = 1145$ Touren/min. $= 19{,}1$/sec, also auch das zur Verfügung stehende Drehmoment von $M = 103$ mkg.

Verlangt: Durchmesser und Steigungsverhältnis eines zweckmäßigsten Propellers sowie der mit diesem erreichbare nutzbare Schub.

Tourenmomentgrad

$$\sqrt[5]{M \cdot n^3} = \sqrt[5]{103 \cdot 19{,}1^3}.$$

Hierfür bestimmen die Diagramme Fig. 50 für das noch günstige Steigungsverhältnis von $H_w/D = 0{,}65$ einen Gütegrad von $S/WPS = 2{,}70$ und eine Tourenkonstante $C_n = nD = 52{,}5$. Mithin beträgt der zugehörige Propellerdurchmesser $D = \frac{52{,}5}{19{,}1} = 2{,}75$ m und der mit diesem erreichbare Propellerschub $S = 2{,}7 \cdot 163 = 440$ kg.

Bei Wahl der obigen Zahlenbeispiele ist absichtlich immer derselbe Fall erörtert worden, um den Zusammenhang und die Übereinstimmung der verschiedenen Auswertungsdiagramme zu kennzeichnen.

Die Ergebnisse der in Fig. 45 dargestellten schmalflügligen Propellergruppe von $b/D = 14{,}9\%$ Blattbreiten-

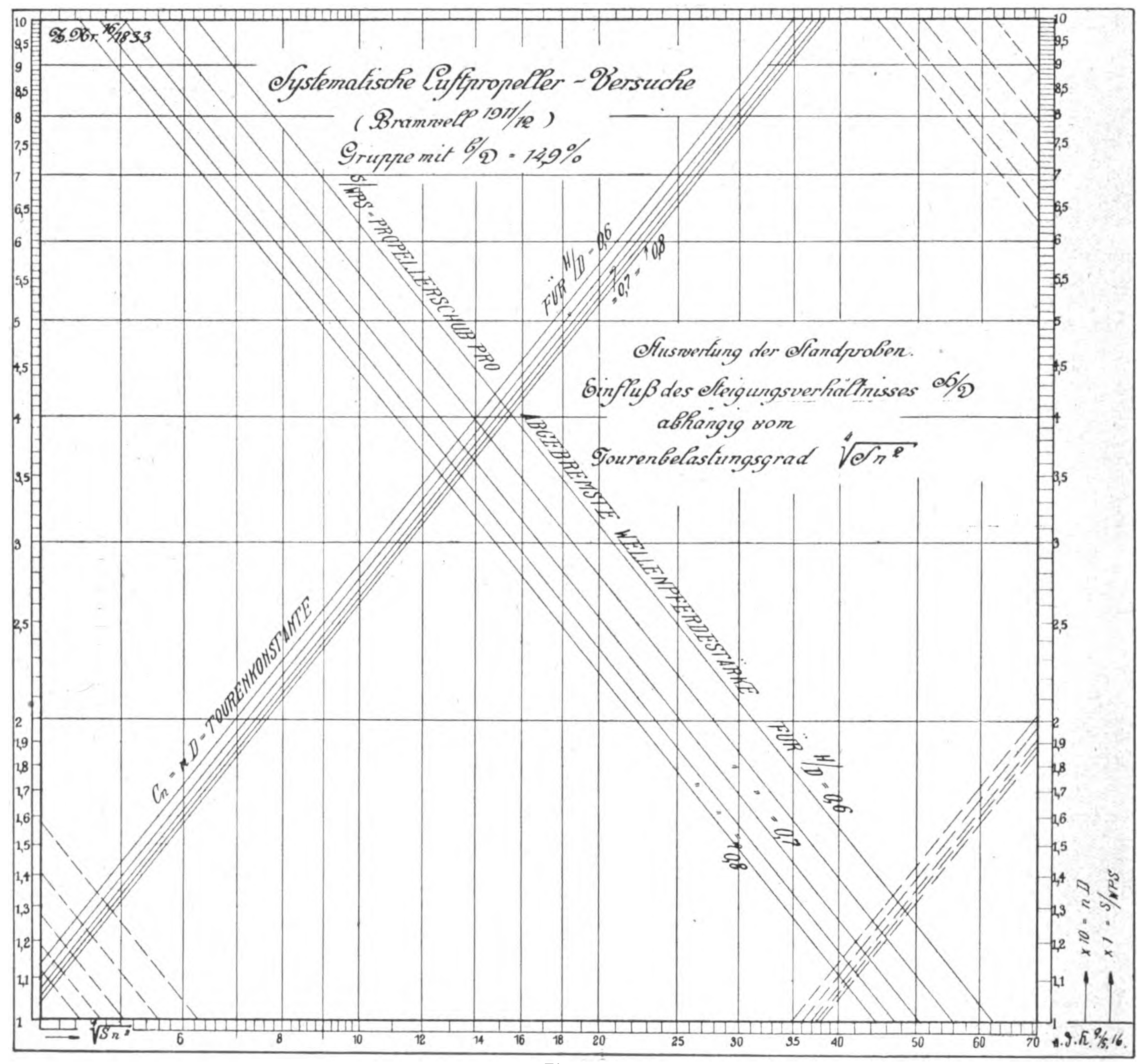


Fig. 53.

verhältnis sind in Fig. 51 genau in derselben Weise als Funktion des Fortschrittsgrades $\frac{V}{nD}$ in Form der Schub- und Momentenkonstanten sowie des Slips und des Propellerwirkungsgrades für verschiedene Steigungsverhältnisse aufgetragen wie die für die breitflüglige Gruppe von $b/D = 23{,}5\%$ Blattbreitenverhältnis in Fig. 46. Desgleichen sind in den Diagrammen Fig. 52 bis 55 die entsprechenden weiteren Auswertungen für Standproben bei gleichem Durchmesserbelastungsgrad, Tourenbelastungsgrad, Durchmessermomentgrad sowie Tourenmomentgrad vorgenommen worden, um einen unmittelbaren Vergleich beider Propellergruppen für die verschiedenen in Betracht kommenden Belastungsfälle zu ermöglichen. Zahlenmäßige Untersuchungen ergeben für gleiche Steigungsverhältnisse eine geringe Überlegenheit der breitflügligen Propeller bei den Standproben über die schmalflügligen bei gleichen Belastungsgraden, für letztere aber nicht unwesentlich höhere Tourenzahlen, die mit denen üblicher ausgeführter Luftschrauben bereits eine annähernde Übereinstimmung bei ungefähr gleichen Gütegraden aufweisen.

(Fortsetzung folgt.)

Einführung in die Dynamik der Flugzeuge.

Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader.

(Fortsetzung.)

Die Bedingungen der Längsstabilität.

Hinsichtlich der dynamischen Stabilitätsbedingungen $D > 0$ und $E > 0$, welche somit an Stelle der mathematischen treten dürfen, gibt D_2, Gleichung (46), und E_2, Gleichung (47), keine bemerkenswerten Angaben. m und y sind immer positiv und $E_1 > 0$ ist ohne weiteres erfüllt, wenn $E_1 > 0$. Da nun

$$\frac{E_1}{C_1} = \left(2 - \frac{2my}{n + \frac{y}{2}z + my}\right) = \frac{2n + yz}{n + \frac{yz}{2} + my} \quad . \quad (50)$$

wird mit $2n + yz > 0$ für n, das unbedingt positiv sein muß, bereits eine untere Grenze bestimmt für den Fall, daß z negativ ist. Diese Bedingung ist nicht außer acht zu lassen, denn sie kommt bereits bei mäßigen Tieflagen der Schraubenachse in Frage.

$$-N' > Y' \frac{2+\chi}{2} \frac{S}{\cdot G}(-s) \quad . \; . \; . \; . \quad (51)$$

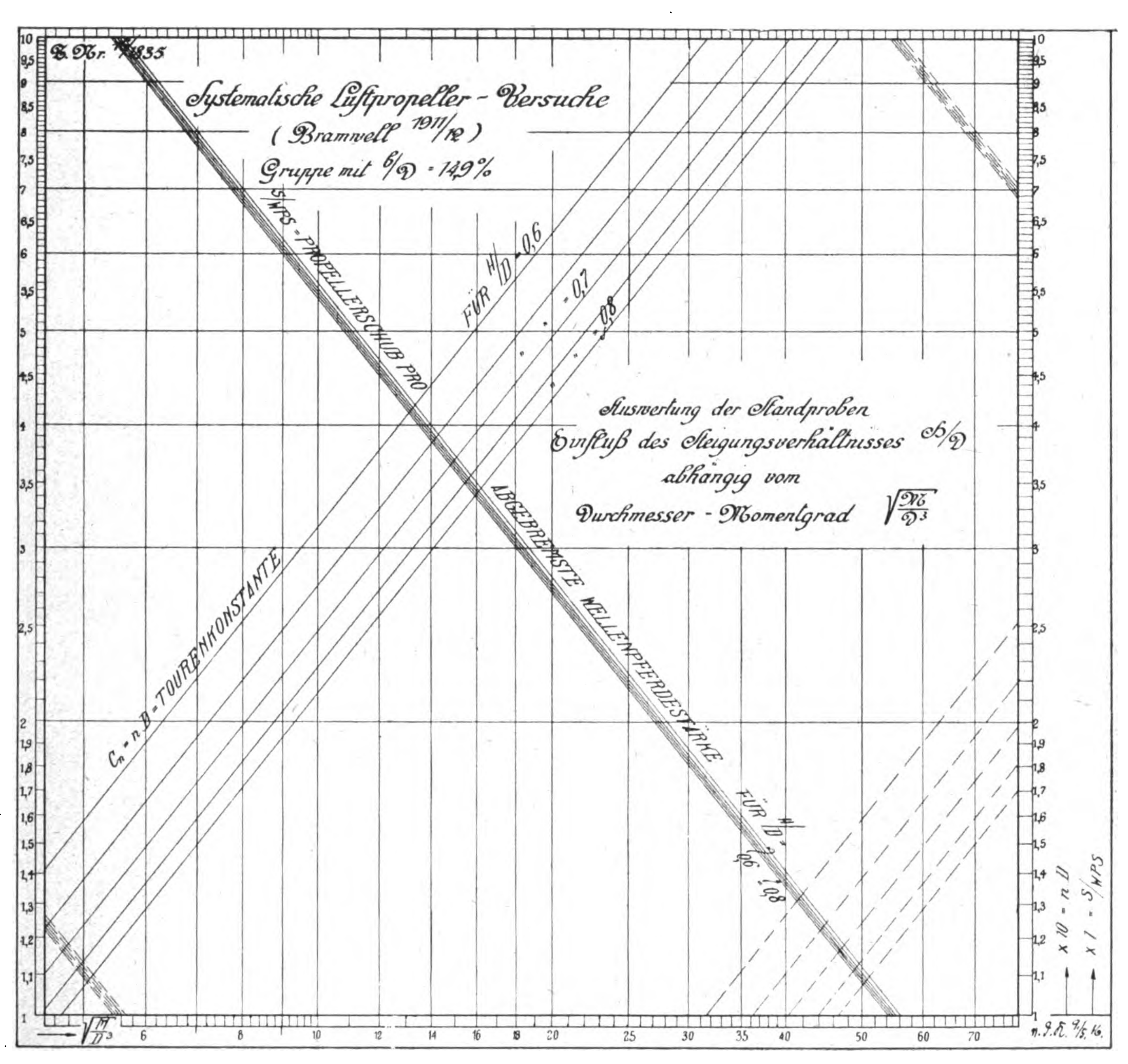


Fig. 54 (Art. Schaffran).

Schon diesseits des damit gekennzeichneten kritischen Wertes geht die Schwingung in eine aperiodische Bewegung über. Gleichung (32). Die weitere, also zweite und letzte, Bedingung $D_1 > 0$ ist keineswegs so streng, als man nach früheren Untersuchungen (Bryan, Lanchester, Runge)[1]) erwartet hätte. Der Unterschied ist darin begründet, daß man die außerordentlich günstige Wirkung des Dämpfungsmomentes m unterschätzt hat.

Setzen wir beispielsweise in

$$\frac{D_1}{C_1} = \frac{n}{n + \frac{yz}{2} + my}\left(3\,\mathrm{tg}\,\gamma + (\chi - 1)\frac{S}{G} + \frac{my}{n}\chi\frac{S}{G} + \frac{x}{n}z - \frac{2y}{n}\,\frac{n + \frac{yz}{2} - m^2}{n + \frac{yz}{2} + my}\right) \quad . \quad . \ (52)$$

$m = 0$, so erhalten wir für $S = 0$ die Bedingung $3\,\mathrm{tg}\,\gamma > \frac{2y}{n}$, die ziemlich schwer zu erfüllen ist. In der Tat steht aber im Zähler des Faktors von $\frac{2y}{n}$ dem n das Quadrat von m vermindernd, im Nenner dessen Produkt mit y vermehrend gegenüber, ja der Subtrahend m^2 wird oft überwiegen und so das Vorzeichen des Gliedes überhaupt umkehren. Daraus ist indessen keineswegs zu folgern, man solle n absichtlich klein halten, damit dieser Fall eintrete. Denn die Größe von n spielt in dem Divisor $\left(1 + \frac{yz}{2n} + \frac{my}{n}\right)$ des ersten Gliedes der Klammer eine viel bedeutsamere Rolle als in denen aller übrigen Glieder. Dasselbe gilt hinsichtlich des Einflusses von z. Der Klammerwert ändert sich für normale Werte des Schubrichtungsabstandes s vom Schwerpunkt nur sehr wenig. Die Dämpfung als Funktion von s erscheint also im wesentlichen als eine gegen die Ordinatenachse verschobene gleichseitige Hyperbel. Man kann daher eine tiefe Lage der Schraubenachse als sehr vorteilhaft für die Stabilität bezeichnen.

Unter Vernachlässigung der Schubänderung mit der Geschwindigkeit ($\chi = 0$) und der Lage der Propellerachse gegenüber dem Schwerpunkt ($z = 0$) wäre, wie in älteren Arbeiten geschehen ist, auf eine Abnahme der Stabilität mit zunehmender Steilheit des Anstieges zu schließen (großes S). Tatsächlich steht indessen bei dem besten effektiven Wirkungsgrad der Schrauben der Wert χ der Einheit nahe. Es ergibt sich also mit Steigerung der Motorleistung, zumal bei tiefer

[1]) Eine Besprechung der gesamten einschlägigen Literatur behalte ich mir gelegentlich einer eingehenden Diskussion der Gl. (52) vor.

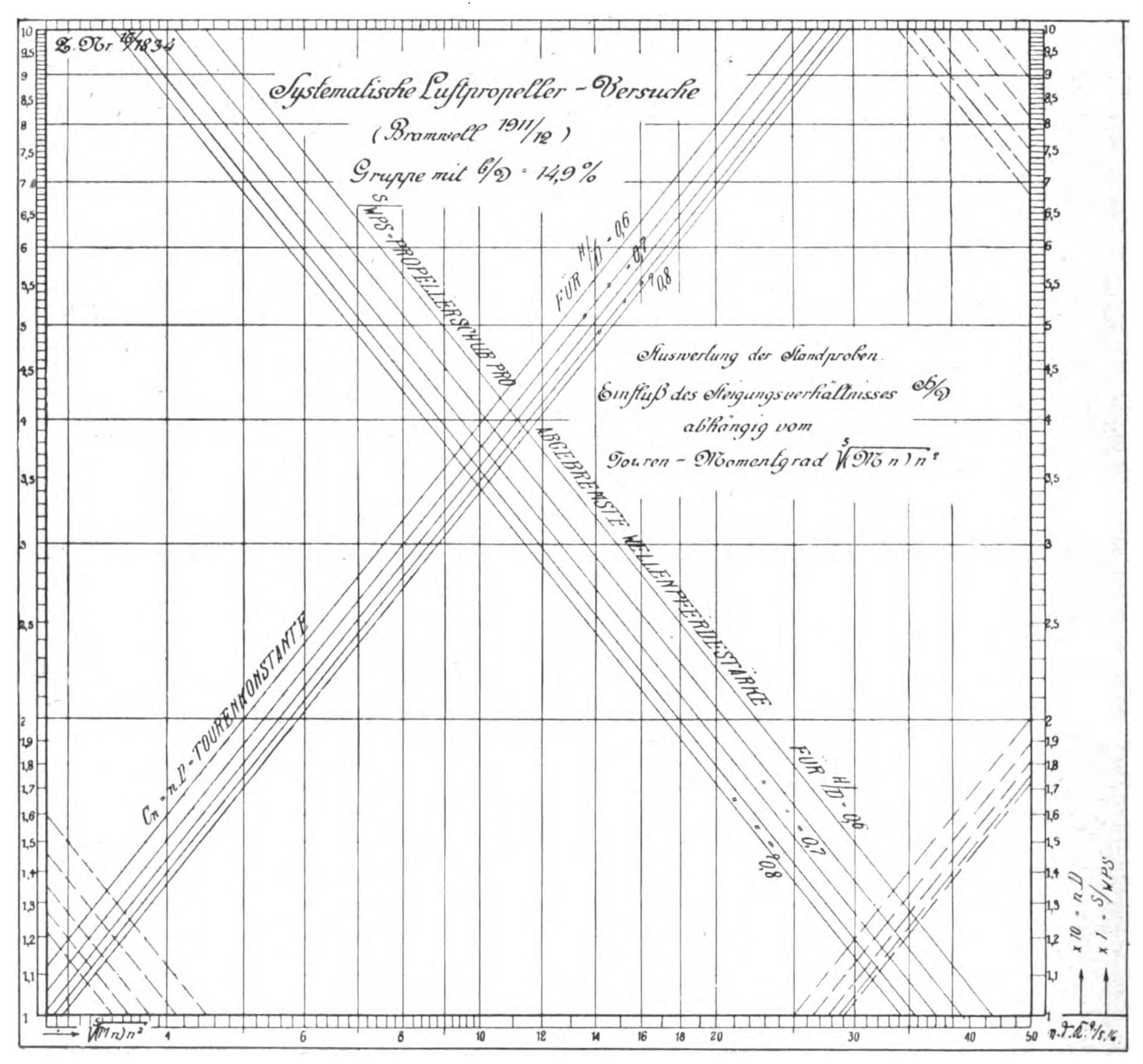


Fig. 55 (zu Art. Schaffran.)

Lage der Schraubenachse (da $s \sim S$) eine bedeutende Vergrößerung der Dämpfung und damit der Stabilität im weiteren Sinne des Wortes.

Art der Längsschwingungen.

Das volle Verständnis für die Bedeutung der Stabilitätsbedingungen gewinnt man indessen erst auf Grund von anschaulichen Vorstellungen über die Art der Schwingungen, die den oben errechneten Werten der $\frac{D}{C}$ und $\frac{E}{C}$ entsprechen. λ_2 charakterisiert eine Bewegung mit außerordentlich kurzer Periode und ausgezeichneter Dämpfung. Die Schwingungsdauer, die nach den Gleichungen (17), (27), (29) und (30) mit den reinen Zahlen $\frac{D}{C}$ und $\frac{E}{C}$ aus:

$$T = 2\pi \frac{v}{g} : \sqrt{\frac{E}{C} - \left(\frac{D}{2C}\right)^2} \text{ sec} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (53)$$

berechnet werden kann, wird, da m und y von gleicher Größenordnung sind, in erster Linie bestimmt durch n. Für $Z = 0$ (also $s = 0$ oder $S = 0$) wird mit $m \cong y$

$$T = 2\pi \frac{v}{g} : \sqrt{n + my - \left(\frac{m+y}{2}\right)^2} \cong 2\pi : \frac{v}{g} : \sqrt{n}$$

$$= 2\pi \sqrt{\frac{G r^2}{(-N')\, g}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (54)$$

Dies bringt die Berechtigung mit sich, die bereits oben wahrgenommen wurde, die Bewegung schlichtweg als Drehungsschwingung zu bezeichnen.

Die Drehungen bedeuten Änderungen des Anstellwinkels. Dadurch steigt bzw. fällt der Auftrieb und bewirkt eine Hebung bzw. Senkung des Schwerpunktes, so daß die Vergrößerung oder Verkleinerung des Anstellwinkels durch eine Richtungsänderung des relativen Windes nach unten bzw. oben ausgeglichen wird. So bewirken m und y gemeinsam eine außerordentlich schnelle Beilegung der Störung. Die Schwingung entzieht sich jeder Beobachtung. Denn bereits nach einigen Hundertstel Sekunden ist eine unerwünschte Änderung des Anstellwinkels auf die Hälfte reduziert. Diese Zeit ist nur wenig abhängig vom Flugzeugsystem und ganz unabhängig von der Dauer der Drehungsschwingung.

Die zweite Art der Bewegung, die den Größen $\frac{D_1}{C_1}$ und $\frac{E_1}{C_1}$ entspricht, ist eine Schwingung des Schwerpunkts, die sich seiner stetigen Bewegung überlagert. Ändert ein Flugzeug seine Lage gegenüber der Flugbahn nicht, so wird es nach einem Geschwindigkeitsverlust infolge des verminderten Auftriebs fallen, hierbei überschreitet es aus Trägheit die Gleichgewichtslage; die nun zunehmende Geschwindigkeit steigert den Auftrieb, seine Beschleunigung treibt es hinauf über die Bahn des stetigen Fluges usf. Da es sich um eine mit der ersten Potenz der Geschwindigkeit gedämpfte Schwingung handelt, sind die Schwingungen isochron, d. h. der schwingende Körper verweilt ebensolange diesseits wie jenseits der Gleichgewichtslage. Weil nun im vorliegenden Fall die Geschwindigkeit unterhalb derselben größer, oberhalb kleiner als die natürliche ist, wird räumlich der untere Teil der Bahn länger als der obere. Unter der Voraussetzung verschwindender Dämpfung (einfache harmonische Schwingung) wird jedoch die gleiche Amplitude erreicht. Die Flugbahn weist also »steilen Berg« und »flaches Tal« auf. Tatsächlich ist eine Dämpfung vorhanden in erster Linie durch den Widerstand, der wie der Auftrieb mit dem Quadrat der Geschwindigkeit wächst. Im Tal ist er größer als beim stetigen Flug, auf dem Berg kleiner. Die Integration über den Weg liefert den Energieverlust durch die Dämpfung. Diese muß also X und damit $\operatorname{tg} \gamma$ proportional sein. Die vollkommene Lagenbeständigkeit hat bei den periodischen Änderungen der Flugrichtung, da das Trägheitsmoment endliche Größe besitzt, ein unendlich großes elastisches Moment zur Voraussetzung. Da ein solches nicht realisierbar ist, wird sich die Lage durch die Trägheit ändern, und damit gewinnt die Abhängigkeit des Auftriebs vom Anstellwinkel Einfluß. Auf dem Gipfel des Bergs bzw. in der Sohle des Tals besitzt das Flugzeug seine größte Winkelgeschwindigkeit. Zu ihrer Verzögerung bedarf es eines Moments, das $(-N')$ nach einer kleinen Lagenänderung (δ) liefert, die um so beträchtlicher sein wird, je kleiner $(-N')$ ist. Die Änderung des Anstellwinkels hat aber außerdem eine gleichsinnige Änderung des Auftriebs zur Folge. Seine Minderung bei Beginn der Talfahrt wird diese schneller und jäher, seine Zunahme beim Anstieg diesen steiler erfolgen lassen.

Diese Beziehung erklärt das Auftreten des negativen Glieds $-\frac{2y}{n}$ im Dämpfungsfaktor. Dies Glied steht jedoch im Produkt mit einem Quotienten, der mit wachsendem m außerordentlich stark abnimmt. Denn das Dämpfungsmoment W der Drehung bewirkt, daß der Anstellwinkel und damit der Auftrieb bei nach oben bzw. unten offener Krümmung der Bahn kleiner bzw. größer wird. Dadurch wird — eben entsprechend der verminderten Zentripetalkraft — auch die Krümmung selbst schwächer, hiermit auch die erforderliche Winkelbeschleunigung usf. Durch diese Streckung der Bahn wird anderseits der angestrebte Durchgang durch die Gleichgewichtslage verzögert, d. h. die Periode verlängert; und dies um so stärker, je weniger n den Einfluß von m zu beeinträchtigen vermag. Denn $(-N')$ wird auch die Änderung des Anstellwinkels, die W verursacht, zu vermindern suchen. Daraus erklärt sich die widersprechende Einwirkung von n auf die Größe des Dämpfungsfaktors. Daß große Geschwindigkeit den Wert von n und damit die Stabilität steigert, beruht darauf, daß die Schwingungsdauer, Gleichung (54), mit der Geschwindigkeit wächst; eine »ähnliche« Winkelbeschleunigung also ein dem Quadrat der Geschwindigkeit umgekehrt proportionales Moment fordert.

Die Fehler des Rechnungsvorgangs.

Es wurde, um der Übersichtlichkeit der Rechnung nicht gänzlich verlustig zu gehen, mit der Beseitigung der Größen, die von zweiter Ordnung klein sind, bereits bei den Gleichgewichtsbedingungen Gleichung (4) bis (6) begonnen.

Der Fehler bleibt hinsichtlich der Störungskräfte, die selbst als von erster Ordnung klein zu bezeichnen sind, natürlich der gleiche, sinkt jedoch in bezug auf die Kräfte des Gleichgewichts zur dritten Ordnung herab. Für das Gleichgewicht selbst spielt indessen, im Hinblick darauf, daß die Nutzlast nur einen Bruchteil des Gesamtgewichts ausmacht, die Stellung des Schubs gegenüber der Flugrichtung dennoch eine Rolle. Läßt man nach Gleichung (4) eine Minderung des Vortriebs um 2% zu, so steigt die Tragfähigkeit um 20% desselben ($\beta = +11\frac{1}{2}^\circ$). Das bedeutet bei einem Flugzeug von einer Tonne Gewicht eine Steigerung der Nutzlast um $G \frac{S}{G} \sin \beta \cong 50$ kg. Findet diese zulässige Überlastung nicht statt, so bedingt die Schrägstellung des Schubs eine sehr willkommene Verkürzung der Anlaufstrecke. Die dynamischen Folgen sind nach Gleichung (11) und (12) günstig; sie bestehen in geringer Vergrößerung der Werte x und y. Aus Gleichung (12) läßt sich noch auf eine kleine Verlängerung der Periode der Schwerpunktschwingung schließen, die ja zunächst, Gleichung (50) und (53), durch den Faktor 2 von ω bestimmt wird, wie man sich aus den ersten Näherungen der Gleichung (11) $\frac{v}{g} \dot{\omega} = \tau$ und Gleichung (12) $\frac{v}{g} \dot{\tau} = -2\omega$ leicht überzeugen kann.

$$T \simeq 2\pi \frac{v}{g} : \sqrt{2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (55)$$

Es gilt ferner ganz allgemein, den Ansatz der Bewegungsgleichungen einer Fehlerkritik zu unterziehen für den Fall, daß es sich um endliche Schwingungen handelt. Denn wenn wir auch eine Kurve, um zu linearen Funktionen zu gelangen, in der Theorie der unendlich kleinen Schwingungen durch ihre Tangente vertreten lassen, so bezieht sich das Attribut »unendlich« klein doch lediglich auf die Forderung unendlicher Genauigkeit der reinen Mathematik. Wenn nur die Krümmung der Kurve innerhalb des Bereichs der Variabilität der Funktion nicht allzu beträchtlich ist, kann die Berechnung von

Schwingungen endlicher Amplitude mit einer Genauigkeit erfolgen, die auch sehr weitgehende quantitative Schlüsse gestattet.

Die Proportionalität des Widerstandes mit dem Quadrat der Geschwindigkeit fand rechnerisch Ausdruck in dem Differential:

$$d v^2 = 2 v d v \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (56)$$

oder mit:

$$\Delta v = \omega v, \quad \Delta v^2 = 2 \omega v^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (57)$$

Die Quadrierung hätte jedoch geführt auf:

$$(v + \omega v)^2 = v^2 (1 + 2\omega + \omega^2) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (58)$$

Der Fehler der Vereinfachung beträgt also $\frac{\omega^2}{1 + 2\omega}$ der ganzen oder $\frac{\omega^2}{2\omega} = \frac{\omega}{2}$ der zusätzlichen Kraft. Für eine Änderung der Geschwindigkeit um 20% ($\omega = 0{,}20$) bedeutet das einen Fehler von 3 bzw. 10%. Dabei betragen die Amplituden der Schwerpunktschwingung für eine Geschwindigkeit von 30 m/sec 18 m.

Ferner wurden noch die Ableitungen von X, Y und N nach dem Anstellwinkel und dessen Änderungsgeschwindigkeit genommen. Davon wurden U und V nach der Gleichung (45) von der Bestimmung der Näherungslösungen mit geringem Fehler wieder ausgeschlossen. Die Änderungen von Y sind an sich linear (bis zu einem Höchstwert) und das Dämpfungsmoment W ist im wesentlichen auch Funktion der Auftriebsänderungen. Der Wert X', der wegen des parabolischen Verlaufs der ζ-Kurven am ehesten merklichen Änderungen unterliegen könnte, tritt in den Näherungslösungen nur in $\frac{D_1}{C_1}$ in einem unbedeutenden Glied auf.

Nachteilig für den Wert der Rechnung könnten höchstens Krümmungen der Kurve der rückführenden Momente über dem Anstellwinkel werden. Es liegt jedoch in der Hand des Konstrukteurs, durch geeignete Wahl von Schränkung, Größe, Form und Querschnitt der Flosse diese Funktion zu gestalten. Seine erfolgreichsten Bemühungen sind meist mit einer Annäherung der Kurve an einen linearen Verlauf verbunden. Die endlichen Störungen beim Überfliegen von Waldrändern oder Bodenerhebungen können immerhin ja beträchtlich sein; aber wenn man die Kurve innerhalb des in Betracht kommenden Bereichs durch eine Gerade ersetzt, die gleiche Flächen zwischen den betreffenden Abszissen und der Abszissenachse abschneidet und die Tangente dieser Geraden in die Gleichungen einführt, so ist die potentielle Energie des rückführenden Moments im endlichen Bereich praktisch dieselbe und die Sicherheit der Schlußfolgerungen gewährleistet.

Zu dem Zweck hat man sich nur noch darüber Rechenschaft zu geben, welche Stellungsänderungen im Verlauf der Schwerpunktschwingung zu gewärtigen sind. Gemäß den Bewegungsgleichungen (19) bestimmt die Geschwindigkeitsschwankung ω die Richtungsänderung τ etwa nach:

$$-\tau + \lambda_1 \omega = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (59)$$

Ebenso unter Vernachlässigung kleinerer Glieder läßt sich die Winkelgeschwindigkeit der Flugrichtungsänderung $\lambda_1 \tau$ allein zurückführen auf die Zunahme des Auftriebs mit der Geschwindigkeit und seine Minderung durch die Abnahme des Anstellwinkels infolge der endlichen Größe des Trägheitsmoments

$$\lambda_1 \tau + 2\omega + y\delta = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (60)$$

Und mit Gleichung (59):

$$\delta = -\frac{(\lambda_1^2 + 2)}{y} \omega \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (61)$$

Nun ist bei kleiner Dämpfung $\left(\frac{D_0}{C_0}\right)$ nach Gleichung (26) $\lambda_1^2 = -\frac{E_0}{C_0}$ und man darf nach Gleichung (50) voraussetzen, daß $\frac{E_1}{C_1}$ sich von Eins nur wenig unterscheidet. Damit erhalten wir

$$\delta = -\frac{\omega}{y} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (62)$$

Und da y mindestens 4 beträgt, höchstens Winkeländerungen $\delta = -\frac{\omega}{4}$; für $\omega = 0{,}20$ also Schwankungen um $\pm 3^{\circ}$. Man wird mit Gleichung (61) in den meisten Fällen finden, daß die Fehler

$$\frac{\Delta N - N'\delta}{\Delta N} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (63)$$

innerhalb des Bereichs bleiben, der den andern Funktionen oben zugestanden wurde und der der Zuverlässigkeit der Widerstandsdaten und Formeln entspricht.

Zudem halte man sich gegenwärtig, daß die dargelegten dynamischen Beziehungen sich nur auf eine bestimmte Form der Erfüllung der drei Gleichgewichtsbedingungen stützen, und daß einige der Größen, die für einen Schwingungsverlauf als beharrlich angesehen werden dürfen, im Verlauf einer Fahrt sich wesentlich ändern können[1]). So ändert Höhensteuerbetätigung die Größen j .. m, x, y und z.

Liegt Benzin- und Öltank in nächster Nähe des Schwerpunkts, so ändert die Gewichtsabnahme ΔG durch den Brennstoff- und Schmiermittelverbrauch das Trägheitsmoment und die Geschwindigkeit. Das Quadrat des Trägheitshalbmessers vergrößert sich gegenüber dem Anfangswert zu:

$$(r^2) = \frac{G r^2}{G - \Delta G} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (64)$$

und die Geschwindigkeitshöhe nimmt, da sich der Anstellwinkel nicht ändert, gemäß der Gleichgewichtsbedingung (Gleichung (9)):

$$G = Y$$

auf:

$$(h) = h \frac{G - \Delta G}{G} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (65)$$

ab. m nimmt also mit

$$\left(1 - \frac{\Delta G}{G}\right), \; n \text{ mit } \left(1 - \frac{\Delta G}{G}\right)^2 \cong \left(1 - 2\frac{\Delta G}{G}\right)$$

ab. Beide Einflüsse sind nachteilig auf die Dämpfung Gleichung (52). Wenn nun auch die Vergrößerung von r^2 sich in keiner zulässigen Weise hintanhalten läßt, so kann man doch die Abnahme der Geschwindigkeit verhindern dadurch, daß man die Tanks hinter den Schwerpunkt legt. Der Abstand betrage d. Dann verursacht der Brennstoffverbrauch ΔG eine Abnahme des Anstellwinkels:

$$\Delta a = \frac{\Delta G d}{-N'} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (66)$$

Daraus ergibt sich eine Abnahme des Auftriebs:

$$Y' \Delta a = \frac{Y' d}{-N'} \Delta G \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (67)$$

die bei

$$d = \frac{-N'}{Y'} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (68)$$

durch ΔG bei unveränderter Geschwindigkeit gerade ausgeglichen wird Trotz der Verschiebung des Schwerpunktes gegenüber den unveränderlichen Massen des Flugzeuges bleibt Gleichung (63) im wesentlichen bestehen. Der Quotient $\frac{m}{n}$ wird bei dieser Anordnung des Betriebstoffbehälters von dem Betrag seines Inhalts nicht berührt.

Selbst für einen gegebenen Betriebszustand des Flugzeugs kann die Stabilität verschieden sein je nach dem Zustand der Atmosphäre. Die Dichte der Luft nimmt so bei einem Gleitflug aus 2000 m Höhe bis zur Meereshöhe um etwa 25% zu und dementsprechend die Geschwindigkeit um rd. 12% ab.

Längsstabilität und Wirtschaftlichkeit.

Die Bemühungen um die statische Stabilisierung: $N' < 0$ laufen wirtschaftlichen Forderungen zuwider; denn wenn schon einmal die Zufügung schädlicher Widerstände durch Anordnung

[1]) Ganz abgesehen von der verschiedenen Anzahl der Fahrgäste einzelner Fahrten.

einer Hilfsfläche für die Zwecke der Höhensteuerung nicht zu umgehen ist, so erscheint es doch dringend erwünscht, dieser Hilfsfläche für den stetigen Flug ihren günstigsten Anstellwinkel zu geben. Statt dessen läßt sich, wie schon Bothezat[1]) gezeigt hat, eine statische Stabilisierung, die trotz der günstigen Wirkung des Dämpfungsmoments m unbedingt erforderlich ist, nur erreichen dadurch, daß man einer vorgelagerten Stabilisierungsfläche (Kopfflosse beim sog. Ententyp) außerordentlich großen, einer Schwanzflosse hingegen womöglich negativen Anstellwinkel gibt. Man vergegenwärtige sich aber, daß kleine Unterschiede der Flügelwiderstände leicht überwuchert werden durch die »schädlichen« Widerstände von Motor, Führer, Boot usf. und daß für deren Anordnung neben den Gleichgewichtsbedingungen die Forderung geringsten Widerstandes nicht allein maßgeblich ist. So gilt es daneben die konstruktiv mühsam gesteigerte Leistungsausnutzung der Schraube nicht dadurch herabzusetzen, daß dem Schraubenstrahl beträchtliche Hindernisse in den Weg gestellt werden.[2]) Ein Flugzeug mit schiebender Schraube kann sehr wohl einem andern mit ziehender überlegen sein, wenn es auch nicht gelingt, die Verkleidung von Motor, Führer und Betriebsmittel ebenso gefällig zu vollziehen und damit den Widerstand auf den gleichen Betrag herabzudrücken. Danach erscheint es am vorteilhaftesten, ähnlich wie im Schiffbau, die Schraube ganz hinten anzuordnen. Bei der Kopfflossenform[3]) ist das ohne weiteres möglich, bei der Bauart mit Schwanzflosse[4]) ist jedoch nicht nur das Gewicht der langen Welle und ihrer Lagerung, sondern auch die nicht unbeträchtliche Vergrößerung des Trägheitsmoments unwillkommen. Denn, wie diese, ist jede konstruktive Maßnahme nicht nach ihren aerodynamischen Folgen allein, sondern ebenso gründlich in Hinsicht auf das dynamische Verhalten des Flugzeugs zu beurteilen.

Indessen beeinträchtigt nicht allein die Stabilisierung die Wirtschaftlichkeit, sondern umgekehrt auch die Steigerung der Wirtschaftlichkeit die Stabilisierung. Je vollkommener der Konstrukteur die Bauteile gemäß den aerodynamischen Bedingungen geringsten Widerstandes gestaltet hat, um so kleiner wird X und damit $\operatorname{tg} \gamma$. Dadurch gewinnt man nicht allein den Vorteil, bei gegebener Vertriebsleistung Gewicht oder (und) Geschwindigkeit des Flugzeugs erhöhen zu dürfen, sondern der Führer hat auch bei Notlandungen ein größeres Gebiet zur Verfügung, auf dem er sich den Landungsplatz wählen kann[5]). Anderseits jedoch bedeutet die Abnahme von $\operatorname{tg} \gamma$ eine Verminderung der Dämpfung $\frac{D_1}{C_1}$ nach Gleichung (52) und das ist um so bedeutsamer, als für den Gleitflug der ganze Beitrag, den der Vortrieb liefert, wegfällt. Den Maßstäben der Wirtschaftlichkeit[6]) einer Konstruktion muß nach alledem zur Vervollständigung des Urteils ein Maßstab der Stabilität gegenübergestellt werden. Da die Drehungsschwingung durchaus ungefährlich verläuft, genügt die Angabe der Halbwertszeit der langen Schwingung. Um das Maß ins Räumliche zu übertragen und damit seine Anschaulichkeit zu fördern, setze man die Halbwertszeit ins Verhältnis zur Schwingungsdauer. Die Maßnahme gewinnt noch durch den Umstand an Bedeutung, daß den Insassen des Flugzeugs eine lange Schwingungsdauer nicht minder willkommen ist als eine schnelle Beilegung der Störung. Denn die periodischen Beschleunigungen, die mit unangenehmen physiologischen Empfindungen verbunden sind, wachsen mit dem Quadrat der Frequenz.

[1]) Etude de la Stabilité de l'aéroplane. Thèse pour le doctorat. Paris. Dunot et Pinat 1911 S. 98.

[2]) Hat der Schraubenstrahl eine Geschwindigkeit u gegenüber der ruhenden Luft bei einer Marschgeschwindigkeit v, so ist der größte überhaupt erreichbare Wirkungsgrad der Schraube nach Finsterwalder (Bendemann, Z. d. V. d. I. 1910, S. 790)

$$\eta_m = \frac{v}{v + \frac{u}{2}}.$$

Bei einem gegebenen η_m ist also: $u = \left(\frac{1}{\eta_m} - 1\right) 2v$, und die Geschwindigkeit eines Körpers, der die Marschgeschwindigkeit mitmacht gegenüber dem Strahl $u + v = \left(\frac{2}{\eta_m} - 1\right) v$. Den höchsten effektiven Wirkungsgrad erreichen Schrauben gewöhnlich bei $\eta_m = 0{,}8$ bis $0{,}9$. Selbst wenn es also gelingt, der Schraube die günstigsten Betriebsbedingungen zu erfüllen, beträgt der Widerstand eines Körpers im Strahl das $1^1/_2$ bis $2^1/_2$-fache als im ungestörten Medium, so daß der Schub größer sein muß, als aus dem Gleitwinkel zu schließen wäre.

[3]) »Ente« von Reißner und von Voisin.

[4]) »Torpille« von Tatin und Eindecker von Borel.

[5]) Bei Verkleinerung von X um 30 % wird das Gebiet doppelt so groß. Aus 1000 m Höhe bei $\operatorname{tg} \gamma = 1/_5$ stehen rd. 80 km² zur Verfügung.

[6]) Gleitwinkeltangente, Wirkungsgrad des Vortriebs usf.

Längsstabilität und Höhensteuerung.

Die Höhensteuerung wird — entgegen vielfach vertretenen Ansichten — in keiner Weise erschwert, wenn der Hilfsflügel selbst dazu verwendet wird. In dieser Richtung besteht für die Schwanzflossenbauart gar kein Unterschied gegenüber den jetzt gebräuchlichen Steuerungsanordnungen. Die Kopfflosse gewinnt freilich kaum an Auftrieb, wenn man sie noch steiler anstellt; man kann aber ein positives Moment durch Vergrößerung der Breite oder des Abstandes[1]) der Flosse, die sich konstruktiv sehr wohl durchführen läßt, erreichen.

Es ist indessen zu hoffen, daß man sich im Gebrauch bewegter Teile zu Zwecken der Höhensteuerung mit dem Steigen der Leistungsfähigkeit und Betriebssicherheit der Motoren immer mehr beschränken wird. Wenn man sich nicht mehr genötigt sieht, schon für den wagerechten Flug die Höchstleistung des Motors in Anspruch zu nehmen, ist man auch nicht mehr gezwungen, beim Anstieg das Höhensteuer dauernd verstellt zu halten[2]), um zur Erhaltung des Auftriebs durch Vergrößerung des Anstellwinkels der Tragfläche die Abnahme der Geschwindigkeit auszugleichen. Es gelingt nach Gleichung (8), ausschließlich durch Leistungsregelung die Höhensteuerung eines Flugzeugs ohne Flächenverstellung zu bewirken. Freilich bedarf das »Abfangen« und »Aufsetzen« ohne Steuergebrauch, also nur durch Verstellung der »Gasdrossel«, ungewöhnlicher Sicherheit des Führers, zumal die damit gekennzeichnete »Gaslandung« nur als »Rollandung« ausgeführt werden kann. Denn, da man die Geschwindigkeit in der Luft nicht durch das Höhensteuer herabsetzt, »rollt« das Flugzeug lange, ehe seine kinetische Energie durch Bodenreibung und Luftwiderstand verzehrt ist; im Gegensatz zum kurzen Auslauf der »Schwanzlandung«, wo die hintenliegende Stabilisierungsfläche (Schwanzflosse) tief liegt, weil man durch sie den Tragflügeln große Anstellwinkel gegeben hat und damit dem Flugzeug kleinere Geschwindigkeit.

Die Verlegung der Schubrichtung unter den Schwerpunkt, die schon oben im Hinblick auf die Vergrößerung der Dämpfung mit steigenden negativen Werten von z empfohlen wurde, bietet auch für die Höhensteuerung durch Leistungsregelung Vorteil. Die mit den Änderungen des Schubes verbundenen Änderungen des Anstellwinkels wirken dann in dem Sinne, die beabsichtigten Flugrichtungsänderungen durch gesteigerte Zentripetalkräfte schneller erfolgen zu lassen. Die Erfahrung, daß viele Flugzeuge nach dem Abdrosseln des Motors nicht ohne Steuerhilfe in den Gleitflug übergehen, findet ihre Erklärung in einer Lage der Schraubenachse über dem Schwerpunkt. Das plötzlich wegfallende Moment des Schubes bewirkt eine Vergrößerung des Anstellwinkels und damit des Auftriebes. Diese Änderung ist um so bedeutender, je schwächer das rückführende Moment — N' ist. Es wird sich also gerade bei Flugzeugen, deren Konstrukteure mit den Erfordernissen der Stabilisierung wenig vertraut waren, eine Krümmung der Flugbahn nach oben einstellen, wo sie nach unten gefordert wird und umgekehrt. Mit anderen Worten: Die hohe Lage der Schubrichtung behindert deswegen die Höhensteuerung, weil sie nach den Bedingungen des Gleichgewichts dem Gleitflug eine kleinere Geschwindigkeit zuordnet als der Fahrt mit Motor. Es ist indessen nicht zu verkennen, daß die Verlegung der Schraubenachse unter den Schwerpunkt die Kippgefahr beim

[1]) Vergrößerung der Tiefe des Flügels nutzt nicht viel, da der Auftriebskoeffizient mit Verkleinerung des Seitenverhältnisses abnimmt. Man könnte aber auch an eine Veränderlichkeit der Wölbung denken. Vgl. Eiffel, »Der Luftwiderstand und der Flug« Tafel VI u. X.

[2]) Der Flugzeugführer sagt schlechtweg »Ziehen«; vom an sich heranziehen des Steuerrades bzw. Knüppels.

Landen vergrößert. Denn, da die Schraube auch bei einer harten Landung nicht auf den Boden auftreffen darf, läßt sich die empfohlene Anordnung des Vortriebes nur erreichen durch höhere Lagerung der Hauptmassen, wodurch die Stoßmomente des Fahrwiderstandes beim Ausrollen wachsen. Berücksichtigt man jedoch außerdem, daß diese Stöße mit dem Quadrat der Landungsgeschwindigkeit wachsen, daß man ferner das Moment des Schubes beeinflussen kann durch Schräglegung der Schraubenachse, so wird sich an Hand der zahlenmäßigen Daten schließlich eine Anordnung bestimmen lassen, die allen diesen Forderungen gerecht wird.

(Schluß folgt.)

Französische und englische Militär-Flugzeuge.

Mit Abbildungen und Zeichnungen. (Tafel I.)

Von Ansbert Vorreiter.

(Fortsetzung aus Heft 23/24, 1916.)

Flügel und Rumpf sind auf der Oberseite, der Rumpf auch an den Seitenflächen mit einer matten, aber glatten, abwechselnd braunen und grünen Farbe in etwa 1 m breiten, allmählich ineinander überfließenden Feldern gestrichen. Bei einem Teil der Flugzeuge ist das Mittelteil der Oberflügel auf ca. 60 bis 80 cm Breite mit Cellon bespannt, um die Sicht nach vorn-oben zu verbessern.

Die untere Holmbefestigung ist kugelig ausgebildet und wird durch einen Flansch gehalten.

Am hinteren Spannturm aus Hartaluminiumrohren sind die aneinander geflanschten Holme durch Krampen (nach Art der Wagenfederbrisen) befestigt.

Der vordere Spannturm besteht aus zwei senkrechten Hartaluminiumstreben (baldachinartig), an welchen die Flügel durch auf die Holme gesetzte Schuhe festgeklemmt werden. Die Holme werden durch Blechflanschen zusammengeschraubt.

Die Gegenkabel hängen an Bolzen, die durch die Holmspannturmstrebenschuhe gehen und beim Rüsten nicht gelöst werden. Die Haupttragkabel hängen oben an Bolzen des Holmstielknotenpunktes und sind zum unteren Flügelholmrumpfknotenpunkt zusammengeführt.

(Siehe Tafel I und II, Heft 23/24.)

Rumpf:

Bauart: Normales Holzdrahtboot. Die Holme bestehen vorn aus Esche, hinten aus Spruce. Die Strebenschuhe sind aus Blech, mit abgebogenen Lappen mit Spanndrahtösen.

Der Rumpfquerschnitt ist vorn rechteckig, in der Mitte trapezförmig mit der schmalen Seite unten und läuft in einen vertikalen Hintersteven aus.

Die Bespannung besteht aus Leinenstoff. Die Rumpfunterseite ist bis zum Führersitz, bei einigen Flugzeugen auch die Seitenflächen, mit Furnier beplankt. Die Rumpfoberseite ist abgerundet und durch mit Leinen überklebtes Furnier abgedeckt. Zur Kontrolle der Steuerseile ist ein kurzes Stück der oberen Rumpfverkleidung am Rumpfende abnehmbar. Zur Befestigung des Motors, der Instrumente und Lagerung der Steuerung ist in ausgiebiger Weise Aluminium verwandt.

Fahrgestell:

Das Fahrgestell ist das übliche V-förmige. Die Streben sind aus Hartaluminiumprofilohren, die Strebenschuhe aus Stahl. Die unteren vorderen Strebenschuhe sind an der Oberkante ausgebörtelt, und die entstehende Rinne ist mit einem Ölabführungsröhrchen versehen. Durch diese Einrichtung wird das an der vorderen Strebe herunterlaufende Öl aufgefangen und abgeleitet zur Vermeidung der Zerstörung des Federungsgummis. Die Hilfsachse ist aus gewöhnlichem Aluminium rinnenförmig ausgebildet.

Die einzige Federung des Schwanzspornes besteht in der Nachgiebigkeit der einfachen Blattfeder. Die Feder ist mit krampenartigem Beschlag an einer starken Eschenholzstrebe befestigt, die ihrerseits in einer Furnierkonstruktion von Stromliniengestalt eingelassen ist, welche an den unteren Rumpfholmen festsitzt.

Steuerung:

Die Seitensteuerseile sind vom Hebel bis zum Ruder doppelt verlegt.

Die Höhensteuerseile sind am Knüppel über ein Segment geführt und nur vom Ruder bis hinter den Führersitz doppelt verlegt.

Die Höhenruder sitzen auf einer gemeinsamen Achse. Das Seitenruder ist ausgeglichen.

Die Quersteuerung wird durch Gestänge betätigt. Die Achse der Querruder geht bis über den Rumpf, trägt hier einen Hebel, der durch Stangen mit dem Steuerhebel verbunden ist.

Besondere Beschreibung des Nieuport-1½-Deckers.

Typ 12 Baujahr 1916.

Der Typ 12 ist als Zweisitzer gebaut. Er gleicht in seinem Aufbau dem Typ 11. Die Abmessungen sind dem Zweck des Flugzeugs entsprechend größer gehalten. Besondere Abweichungen werden nachstehend aufgeführt:

Abmessungen:

Spannweite: Oberflügel	9200 mm
» Unterflügel	7460 »
Tiefe: Oberflügel	1820 »
» Unterflügel	900 »
Flächeninhalt: Oberflügel mit Querrudern	15,0 m²
Flächeninhalt: Unterflügel	5,8 m²
Baldachin	1,36 »
Gesamtflächeninhalt	22,16 »
Staffelung der Flügelvorderkanten	905 mm
Flügelabstand	1400 »
V-Form oben und unten	180°
Pfeilform: Oberflügel	178°
» Unterflügel	180°
Flächeninhalt: Höhenflosse	1,2 m²
» Höhenruder	1,3 »
» Seitenruder	0,65 »
» Querruder (gesamt)	2,80 »
Länge über alles	7300 mm
Höhe	2840 »
Einstellwinkel oben: innen 2½°, außen 3½°	
» unten: » 3½°, » 5°	
Inhalt Benzintank, Falltank	110 l
» » Vorratstank	50 »
» Öltank	30 »

Triebwerk:

Motor: 110 PS Clerget.

Schraube: Les Fils de Regy Frères, Paris; Durchmesser 2500 mm, Blattbreite 260 mm.

Der Falltank (110 l) liegt vor dem Führer. Der Vorratstank (50 l) ist unter dem Führersitz angebracht. Das Benzin aus dem Vorratstank wird mittels Handluftpumpe durch den Beobachter in den Falltank befördert.

Flügel:

Die Konstruktion der Flügel ist die gleiche wie beim Typ 11. Der V-förmige Stiel steht schräg (unten näher am Rumpf als oben). Das Flugzeug ist mit cellonbespanntem Baldachin ausgeführt. Die oberen Holmrohranschlußstutzen sind durch senkrechte Bolzen mit dem Baldachinholmbeschlag verbunden, welcher auch die Aufhängebolzen der Gegenkabel trägt.

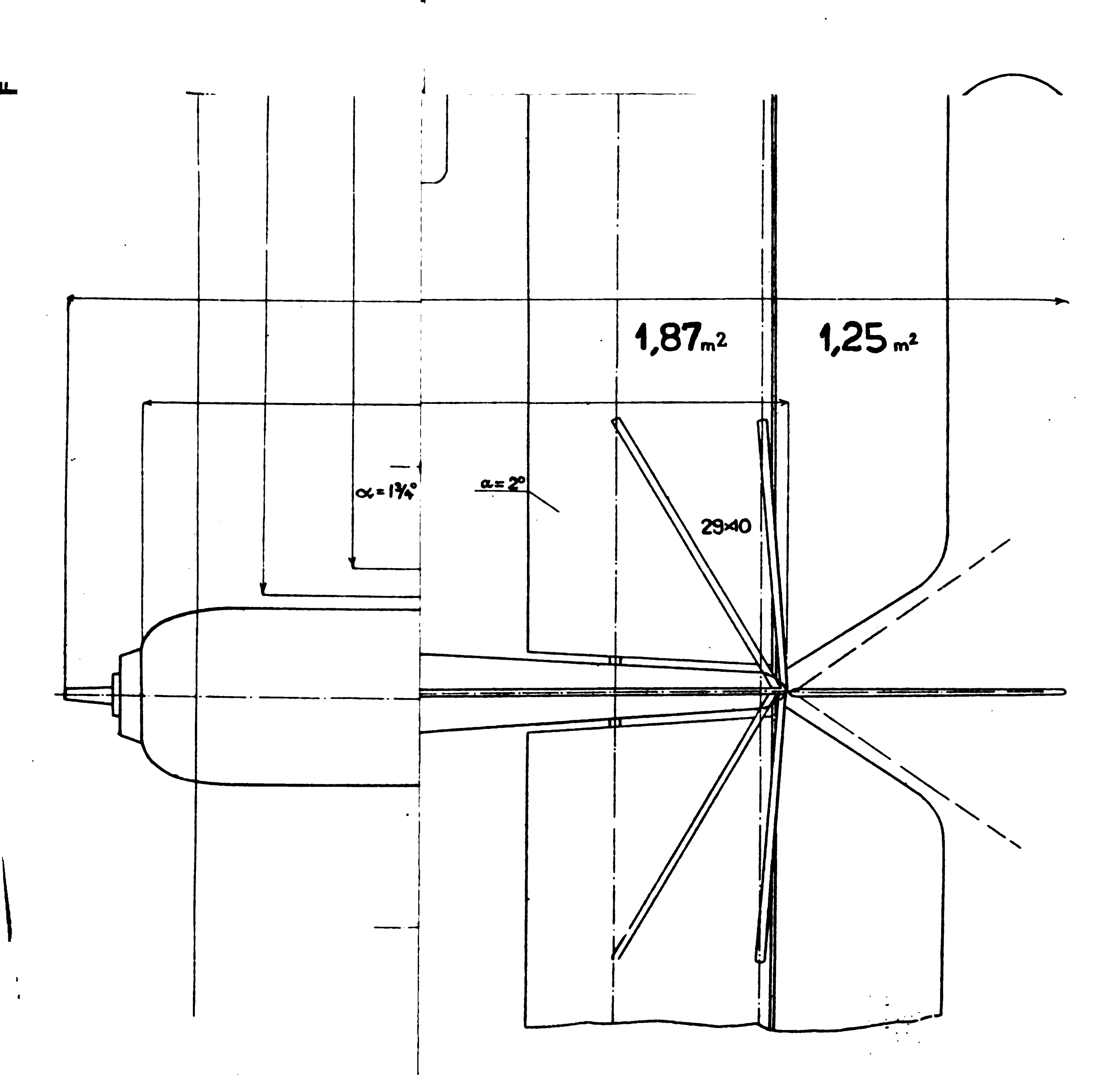
Rumpf:

Der Rumpf ist dem Typ 11 ähnlich. Die Ausrüstung des vornliegenden Führersitzes ist die gleiche.

In der Mitte des M.-G.-Drehringes befindet sich auf dem Boden ein Furnierrohr, das, oben ein rundes Polster tragend,

isitzig).

kg.



sgeber und Schriftleiter: Civil-Ing. An Druck und Verlag von R. Oldenbourg in München und Berlin.

als Sitz d
angebracht

Wie

Strebensc

Wie

Ein
vorgeseh
Der bew
U-Profil,
barer Au
erfolgt d

als Sitz dient. An der linken Seite ist eine Handluftpumpe angebracht, außerdem sind keine Einbauten vorhanden.

Fahrgestell:

Wie bei Typ 11, aber ohne Ölfangrinne am unteren Strebenschuh.

Steuerung:

Wie bei Typ 11.

M.-G.-Einbau:

Ein starrer M.-G.-Einbau ist nicht bei allen Flugzeugen vorgesehen. Einige Flugzeuge tragen einen Einbau wie Typ 11. Der bewegliche M.-G.-Einbau besteht aus einem Ring aus U-Profil, in welchem ein drehbarer und in der Höhe verstellbarer Aufbau durch Rollen geführt wird. Die Feststellung erfolgt durch eine einfache Klemmvorrichtung.

Besondere Beschreibung des Nieuport-1½-Deckers.

Typ 17 Baujahr 1916.

Der Typ 17 ist wieder ein Einsitzer. In seinem Aufbau und Abmessungen lehnt er sich stark an den Typ 11 an.

Abmessungen an 2 verschiedenen Flugzeugen gemessen:

Spannweite:	Oberflügel	8300 mm	bzw.	8250 mm
»	Unterflügel	7900 »	»	7900 »
Tiefe:	Oberflügel	1230 »	»	1230 »
»	Unterflügel	730 »	»	720 »

Tragflächen:

Flächeninhalt:	Oberflügel mit Querruder	10,42 m^2	»	10,24 m^2
»	Unterflügel	5,16 »	»	5,04 »

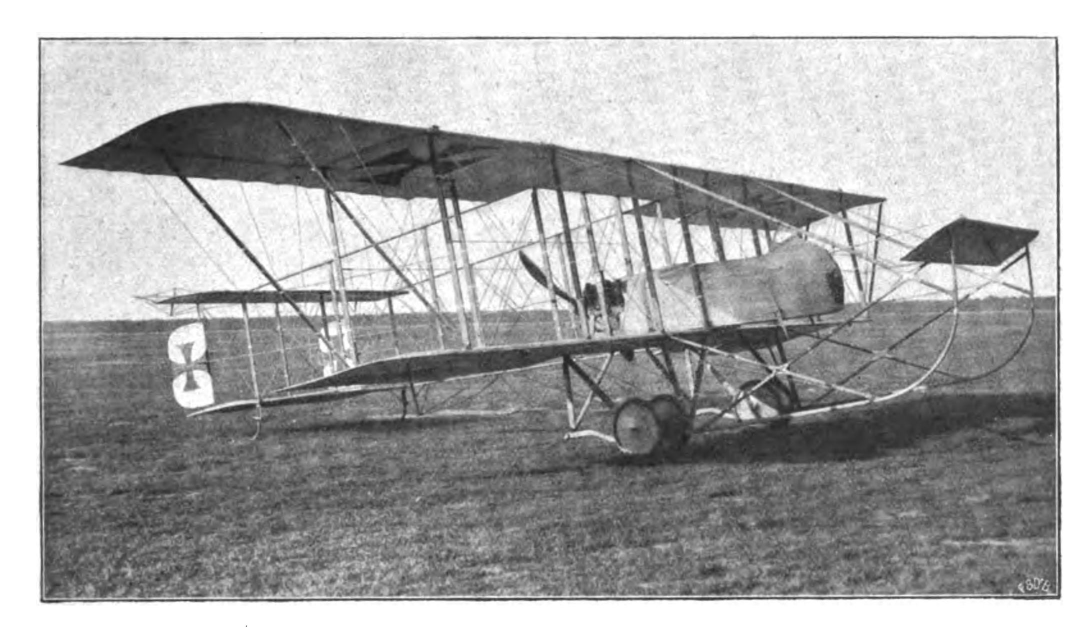


Fig. 14. **Franz. Doppeldecker** Typ M. Farman mit 100 PS Renault-Motor.

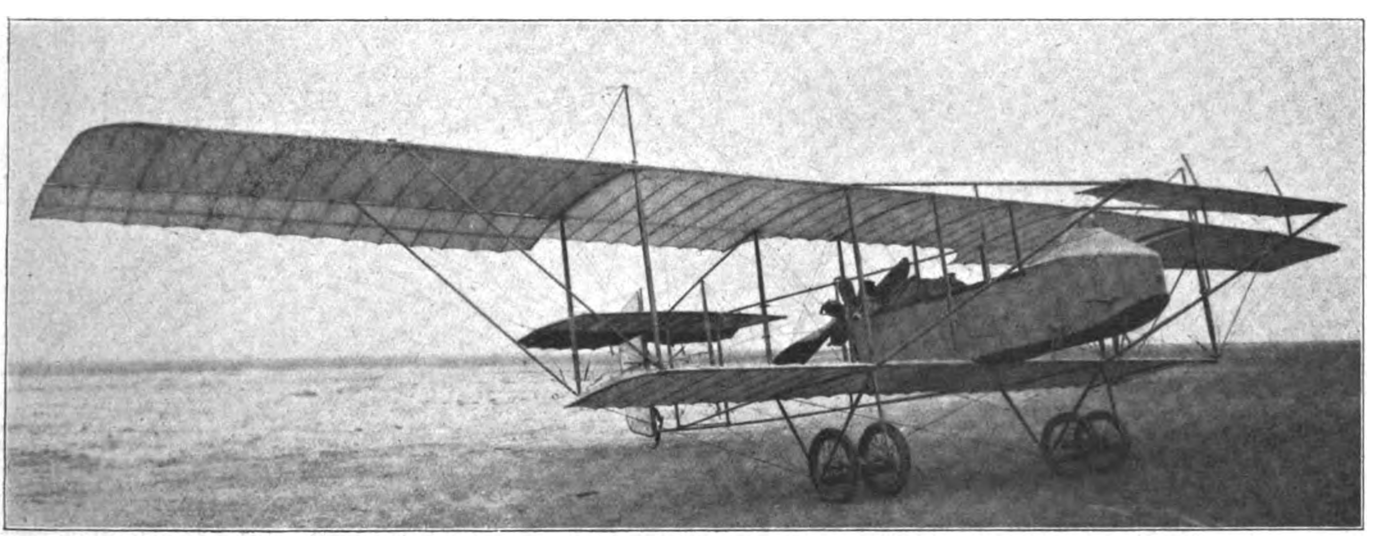


Fig. 15. **Französischer Doppeldecker,** Typ H. Farman mit 80 PS Gnome-Motor.



Fig. 16. **Leichter franz. Doppeldecker** mit 80 PS Gnome-Motor.

Gesamtflächeninhalt	15,58 mm bzw.	15,28 mm
Staffelung der Flügelvorderkanten	690 »	» 725 »
Flügelabstand	1220 »	» 1180 »
V-Form: Oberflügel	180°	» 180°
» Unterflügel	174°	» 175°
Pfeilform	180°	» 180°

Einstellwinkel: Oberflügel innen 3°, außen 2° bzw. innen $2\frac{1}{2}$, außen $1\frac{1}{2}$°.
» Unterflügel innen 3°, außen 2° bzw. innen 3, außen $1\frac{1}{4}$°

Flächeninhalt: Höhenflosse	0,88 m² bzw.	0,87 m²
» Höhenruder	1,20 »	» 1,34 »
» Seitenruder	0,76 »	» 0,67 »
» Querruder (gesamt)	1,44 »	» 1,40 »
Länge über alles	5850 mm	» 5820 mm
Höhe	2680 »	» 2710 »
Inhalt: Benzintank	70 l	» 50 l
» Öltank	18 »	» 15 »

Gewichte:

Leergewicht mit M.-G. . . . . . 423,7 kg

Triebwerk:

Motor: 110 PS, le Rhône.

Schraube: Levasseur; Durchmesser 2760 mm, Blattbreite 210 mm.

Wie bei Typ 11. Da zwischen Führer und Tank der Patronenkasten eingebaut ist, wird statt Standglas eine elektrische Benzin-Mengenanzeigevorrichtung benutzt.

Flügel:

Der Aufbau der Flügel gleicht in der Ausführung dem Typ 11. Das vordere Tragkabel ist anstatt zum unteren Holmrumpfknotenpunkt zum vorderen Rumpffahrgestellknotenpunkt geführt. Bei einem neueren Flugzeug sind zwischen Vorderrandleiste und Vorderholm Hilfsrippen aus U-förmigem Aluminium eingesetzt.

Rumpf:

Ausführung wie bei Typ 11, aber mit rundem Rumpfvorderteil (untere Rumpffläche eben). Bei einigen Flugzeugen ist die Motorhaube ringförmig mit Propellerhaube, bei anderen halbringförmig ohne Propellerhaube ausgeführt. Verschiedene Flugzeuge sind mit einer Kopfstütze versehen.

Fahrgestell:

Wie bei Typ 11.

Steuerung:

Wie bei Typ 11.

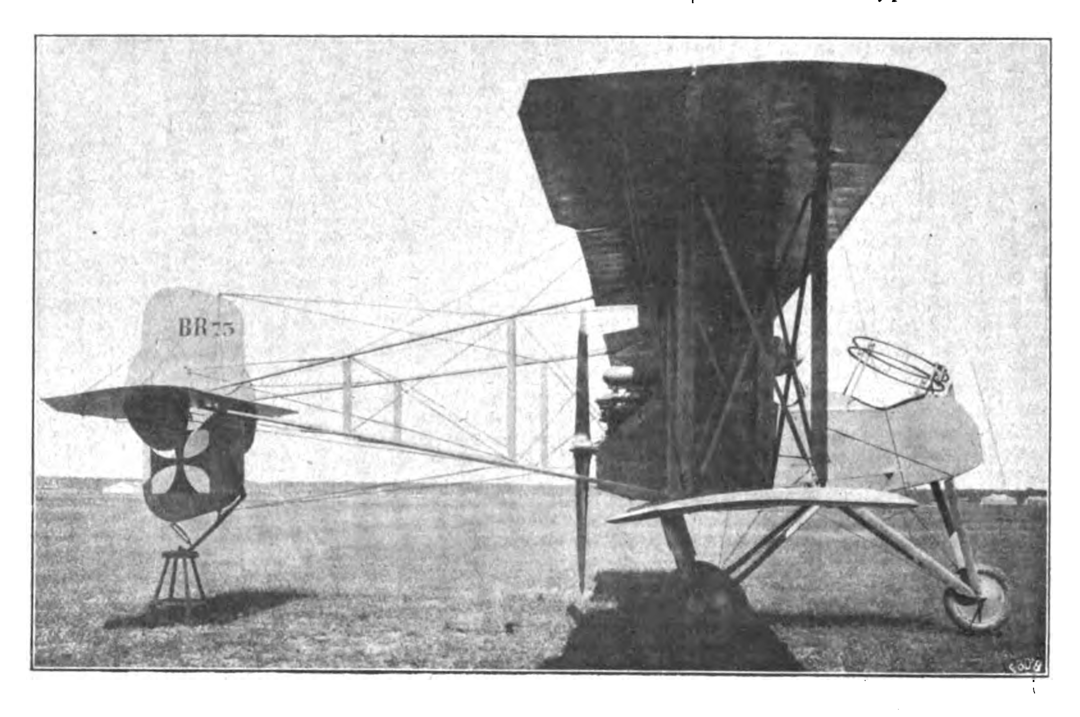


Fig. 17.

Franz. Doppeldecker (Avion de chasse) 2-sitzig.

Typ Bréguet mit 260 PS Renault-Motor (wassergekühlt, dem deutschen Mercedes-Motor nachgebaut).

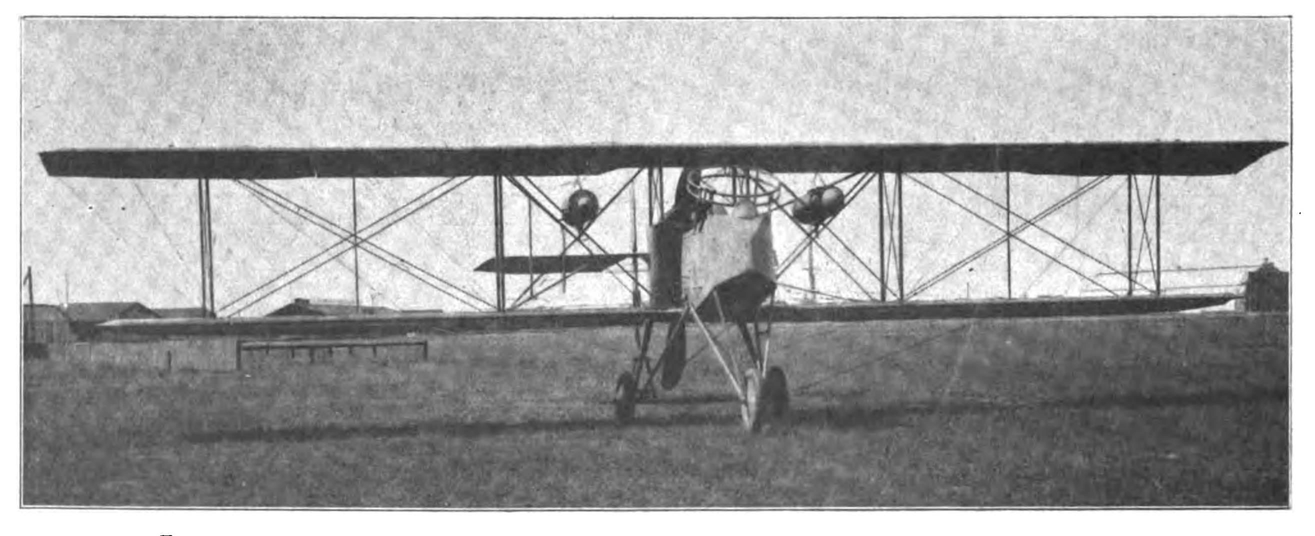


Fig. 18. **Franz. Doppeldecker,** Typ Bréguet mit 260 PS. Renault-Motor (wassergekühlt, dem deutschen Mercedes-Motor nachgeba t).

M.-G.-Einbau:

Das starre M.-G. ist ein wassergekühltes Maxim-M.-G., für Luftkühlung umgeändert und mitten auf dem Rumpf angebracht. Das Steuergestänge läuft durch den Kühlmantel. Der volle Patronengurt wird über eine Holzrolle von ca. 12 cm Durchmesser zum M.-G. geführt. Die leeren Hülsen gelangen durch ein senkrecht nach unten führendes Rohr ins Freie. Der Leergurt läuft durch eine Leitschiene zu einer Holztrommel, die im Inneren eine Feder trägt. Die Feder wird vor dem Fluge gespannt und wickelt dann den Leergurt selbsttätig auf.

IV. Französische Doppeldecker.

Bei Kriegsbeginn und bis Mitte vorigen Jahres wurden von den französischen Fliegern noch die Doppeldecker von H. Farman und M. Farman geflogen. Noch im September 1916 fielen solche Flugzeuge älterer Konstruktion in unsere Hände. Aber auch damals schon wurden mehrere leichte einsitzige Doppeldecker von Caudron, ferner zweisitzige Doppeldecker von Bréguet und von Voisin geflogen, ferner Großflugzeuge Type Dorand mit zwei Motoren, die meist von Caudron gebaut waren.

Da die meisten dieser Flugzeugtypen dem Konstrukteur wenig bemerkenswert Neues bieten, soll auf eine nähere Beschreibung nicht eingegangen werden. Die Konstruktionen der beiden Gebrüder Farman sind ja auch bereits aus der Zeit vor dem Kriege genau bekannt, und die eroberten Flugzeuge dieser Konstrukteure zeigen nur unwesentliche Verbesserungen, wie ein Vergleich der beistehenden Abbildungen mit früheren Abbildungen (und Zeichnungen) erweist.

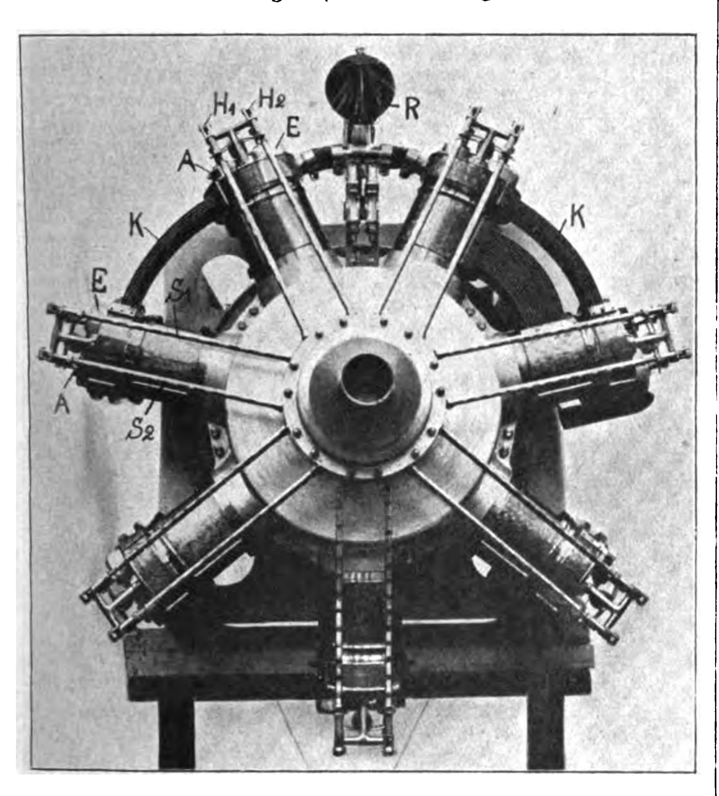


Fig. 19. Salmson-Motor.

Bemerkenswert ist der Bréguet-Doppeldecker. (Fig. 17 und 18.) Dieser Konstrukteur hat zuerst Rumpfdoppeldecker mit vorn gelagertem Propeller gebaut und auch seine Doppeldecker von 1914 zeigen diese Anordnung. Der neue Bréguet hat dagegen hinten gelagerten Propeller und demgemäß liegt der Motor hinter den Sitzen. Der Beobachter sitzt vorn und bedient das in einem nach vorn geneigt stehenden Ring schwenkbar gelagerte Maschinengewehr. Zur Erhaltung der Querstabilität benutzt Bréguet jetzt ebenfalls Klappen (nur an den oberen Flügeln), er hat also die Verwindung der Flügel aufgegeben. Der Motor im neuen Bréguet ist meist der neue wassergekühlte Standmotor der Firma Rénault Frères, welcher dem deutschen 6 Zylinder-Mercedes nachgebaut ist und 200 PS leisten soll, vielfach ist auch der wassergekühlte Sternmotor von Salmson eingebaut. (Fig. 19 u. 20.) Auffällig ist der Einbau von zwei Fallbenzintanks zwischen den Tragflächen zu beiden Seiten des Rumpfes.

Das Fahrgestell hat drei Räder, von denen das eine weit nach vorn gelegt ist, um ein Überschlagen des Flugzeuges zu verhindern, eine Bauart, die auch schon der alte Bréguet-Doppeldecker zeigte.

Auch der große Doppeldecker von Voisin hat ein solches Fahrgestell und zeigt überhaupt im wesentlichen die gleiche Anordnung der Hauptteile. Einige dieser schweren Flugzeuge wurden mit Kanonen ausgerüstet. Ein Rücklauf mit Stoßfängen und Bremse mildert dabei den Rückstoß beim Schuß auf das Flugzeug.

Die französischen Großflugzeuge (Fig. 21) von Caudron, Typ Dorand, sind die größten Flugzeuge, welche die Franzosen bis jetzt herausgebracht haben. Sie sind mit zwei Motoren ausgerüstet, die zwischen die Tragflächen beiderseits des kurzen Rumpfes eingebaut sind. Die Motoren sind Umlaufmotoren von Le Rhône, die zusammen ca. 300 PS leisten. In einer nach hinten in eine Spitze auslaufenden Verkleidung liegen hinter den Motoren die Tanks für die Betriebsstoffe. Wie bei den neuen Bréguet- und Voisin-Doppeldeckern hat der vorn sitzende Beobachter freies Gesichts- und Schußfeld nach vorn. Das Höhensteuer ist sehr groß und über demselben bzw. der festen Flosse sind vier Seitensteuer angebracht. Die Steuer sind nicht ausgeglichen, die vor denselben liegende Kielflosse ist verhältnismäßig klein.

Die ganze Konstruktion macht keinen guten Eindruck, sondern wirkt etwas improvisiert. So muß es z. B. dem Fachmann auffallen, daß die Verkleidungen für die Tanks hinter den Motoren einen rechteckigen Querschnitt haben, während doch ein Kreisquerschnitt geringeren Widerstand ergeben würde. (Fig. 22.)

V. Englische Doppeldecker.

Auf Seiten der Engländer werden fast ausschließlich Doppeldecker benutzt. Nur im ersten Kriegsjahre wurden auch Eindecker, meist französischer Konstruktion, benutzt, doch scheinen diese Flugzeuge seit September vorigen Jahres ganz aus dem Betrieb gezogen zu sein, da seitdem von unserer Seite keine Eindecker mehr erobert worden sind.

Der verbreitetste englische Doppeldecker ist das »B E«-Doppeldecker genannte Flugzeug. (Fig. 23 u. 24.) Dieses wurde in der »Royal Aircraft Factory« in Farnborough bei Aldershot, also einer staatlichen Flugzeugwerft, konstruiert und wird mit geringen Abänderungen in den meisten englischen Flugzeugfabriken gebaut. Dieses Flugzeug ist bei den englischen Fliegern so verbreitet wie der Nieuport-1½-Decker bei den Franzosen und soll daher an Hand von Abbildungen und Zeichnungen (Tafel I) näher beschrieben werden. Der gezeichnete »B E«-Doppeldecker ist bei der »British and Colonial Aeroplane Co.« in Bristol gebaut und wurde an der Westfront Ende vorigen Jahres erobert. Er ist ein Zweisitzer, bei dem der Beobachter vorn, der Führer hinten sitzt. Die »B E«-Doppeldecker werden vielfach mit Doppelsteuerung gebaut, so daß auch der Beobachter steuern kann. Dies ist sehr wichtig für den Fall, daß der Führer schwer verwundet oder getötet wird.

Das Rumpfgerüst ist bis auf die vorderen oberen Längsholme, die als Motorträger dienen und aus Stahlrohr bestehen, aus Holz gebaut und hat rechteckigen Querschnitt. Außen seitlich ist das Rumpfgerüst mit lackiertem Stoff bespannt, oben mit einem halbkreisförmigen Deckel aus Furnieren zugedeckt, in welche die Öffnungen für die Sitze geschnitten sind. Die Ränder dieser Öffnungen sind gepolstert. Vorn trägt der Rumpf eine Motorhaube aus Aluminiumblech. Der Rumpf hat eine sehr schlanke Form und eine geringe Breite.

Die Tragflächen sind gestaffelt, doch ist auch ein Typ ohne Staffelung gebaut worden (Fig. 25). Obere und untere Flügel haben je zwei Holme, es sind hölzerne Kastenholme. Spannweite und Tiefe sind bei den oberen und unteren Flügeln gleich groß, ebenso die Einstellwinkel. Die Flügel haben

eine geringe V-Form, aber keine Pfeilform, die Vorderkanten verlaufen daher gerade. Die Tragzelle ist zweistielig mit Baldachin. Die Stiele sind aus Holz mit Zapfenquerschnitt. Der Baldachin (mittlerer, jetzt mit dem Rumpf verbundener Teil des oberen Flügels) wird von vier Stielen getragen und ist meist kürzer als die Flügel, so daß im oberen Flügel ein Ausschnitt entsteht zwecks freien Ausblicks nach oben. Beide Flügel, sowohl die oberen, als auch die unteren haben Klappen von verhältnismäßig großer Fläche. Die Klappen werden durch Seile betätigt.

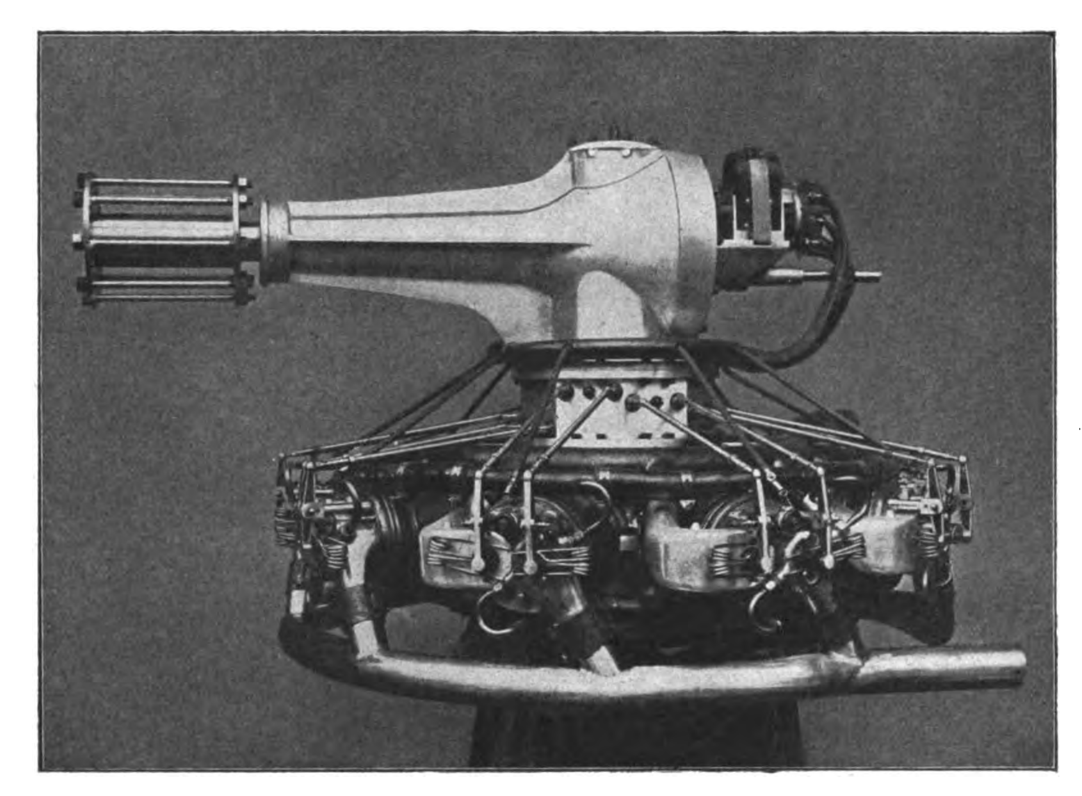


Fig. 20. Salmson-Motor mit Getriebe.

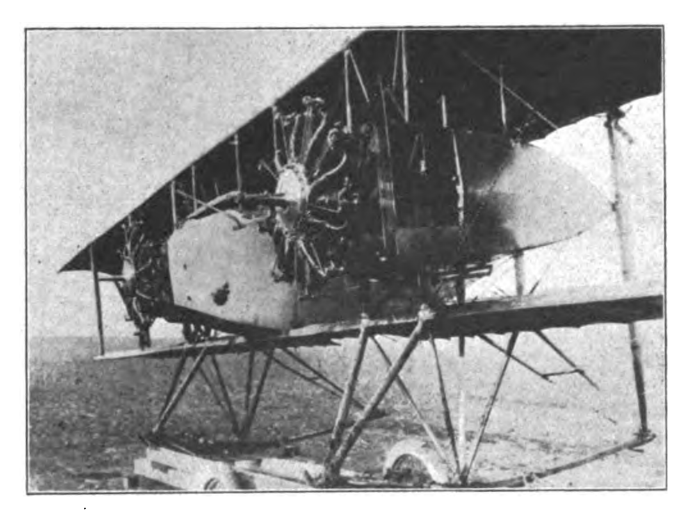


Fig. 21. **Franz. Doppeldecker,** Typ Dorand G IV, gebaut von Caudron mit 2 Umlaufmotoren, 140 PS, Le Rhône.

Die Stabilisierungsflächen (Flossen) und Steuerflächen (Ruder) sind im Verhältnis sehr groß, das »BE«-Flugzeug ist daher auch sehr wendig.

Das Fahrgestell ist sehr einfach gebaut, trägt zwei mit Gummi abgefederte Räder auf einer Achse. Ebenso ist der starke, hinten unter dem Rumpf in einem Bock gelagerte Sporn mittels Gummizügen gefedert.

Die Steuerung erfolgt mittels Knüppel, der auf einer in der Längsachse liegenden Steuerwelle gelagert ist und mittels Zugstange mit einem kurzen Hebel verbunden ist. Dieser ist zum Einstecken eines zweiten Knüppels für den Beobachter eingerichtet. Eine zweite Stange führt zu einem Hebel auf einer hinter dem Führersitz gelagerten Querwelle, welche beiderseits außen am Rumpf Doppelhebel trägt, an deren Enden die Seile angreifen, welche zu den Höhenrudern führen. Beide Ruder sitzen auf gemeinsamer Achse. Das Seitenruder ist nicht ausgeglichen und sitzt hinter einer Flosse.

Als Motor wird meist der 100 PS-»RAF«-Motor eingebaut, der Benzintank liegt direkt hinter dem Motor (Fig. 27).

Besondere Beschreibung des »BE«-Doppeldeckers, gebaut von der »British and Colonial Aircraft Co.« in Bristol. Typ 1916. (Tafel I.)

I. Baubeschreibung.

Der »BE«-Doppeldecker ist ein Zweisitzer mit Führer hinten.

Abmessungen über alles: Höhe 3330 mm, Breite 11 240 mm, Länge 8400 mm.

Flügel: unten Breite 5320 mm, Tiefe 1670 mm, Fläche 17,55 m²; oben Breite 5620 mm, Tiefe 1690 mm, Fläche 18,80 m² Anstellwinkel unten und oben: 1° 45′.

Flossen und Ruder:

Bezeichnung	größte Höhe mm	größte Breite mm	Fläche m²	Bemerkungen
Kielflosse	610	1400	0,43	
Höhenflosse	830	2245	3,87	
Höhenruder	580	2290	2,64	
Seitenruder	1 550	950	1,14	
Querruder	600	2800	1,68	oben u. unten je 1

Triebanlage: 100 PS »R.A.F.«-Motor Rénault ohne Ventilation vorn, wirkt durch Stirnräderübersetzung auf vierflüglige Bristolluftschraube von 2770 mm Durchm. Der

Benzintank enthält 84 l, der Falltank 55 l, das Motorkurbelgehäuse 14 Öl l; ein Öltank fehlt.

Konstruktive Besonderheiten:

Die Bespannung der Flügel ist nicht aufgenagelt. Die Rippen sind mit dem Stoff übernäht und bekommen dadurch einen guten Halt. Die äußersten Rippen sind kastenartig ausgebildet, die inneren mit eingefalztem Diagonalfachwerk verstärkt (vgl. die Bilder!).

Die im Fluge beanspruchten Drähte der Verspannung sind doppelt ausgeführt und haben linsenförmigen Querschnitt.

Der Rumpf ist an seiner oberen und unteren Fläche als Furnierrumpf ohne Verspannung, in den Seitenwänden als Fachwerkrumpf mit Streben und Drahtverspannung ausgebildet. Rumpfansatzstücke, Streben, Achsen und Räder sind zur Erreichung eines geringen Widerstandes verkleidet.

Das Seitensteuer wirkt auf einen zweiten Hebel unter dem Führersitz. Von diesem Hebel laufen getrennte Steuerzüge zum Seitenruder und zum Schleifsporn. Höhensteuer und Verwindungsschäfte sind auf Kugeln gelagert.



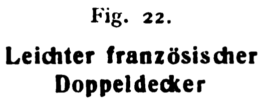


Fig. 22.

Leichter französischer Doppeldecker

Morane-Saulnier

(80 PS Le Rhône-Motor).

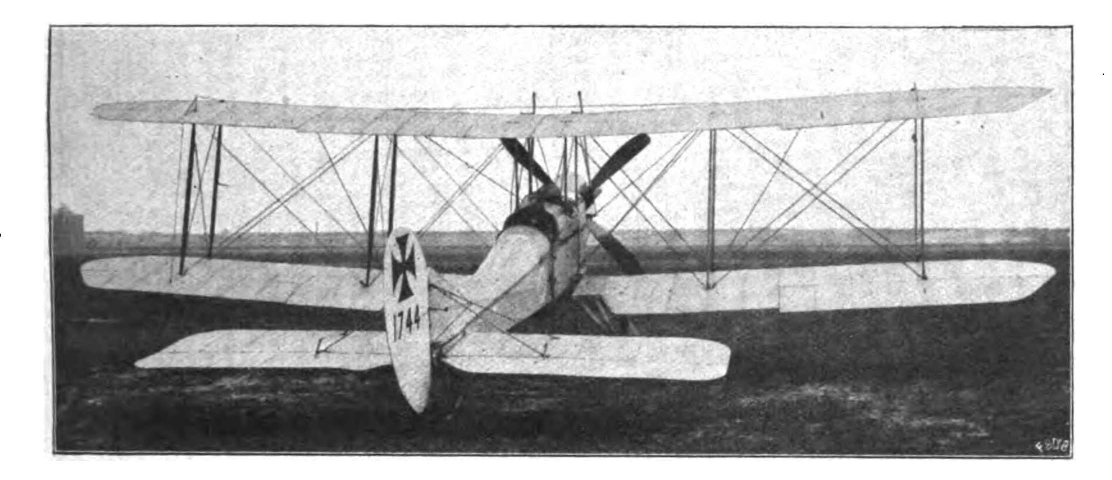


Fig. 23.

Engl. „B E“ Doppeldecker, 2-sitzig

mit gestaffelten Tragflächen.

100 PS »R A F«-Motor.



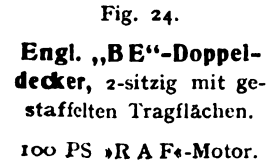


Fig. 24.

Engl. „B E“-Doppeldecker, 2-sitzig mit gestaffelten Tragflächen.

100 PS »R A F«-Motor.



Fig. 25.

Englischer „BE"-Doppeldecker 2-sitzig mit Bombenabwurfeinrichtung.

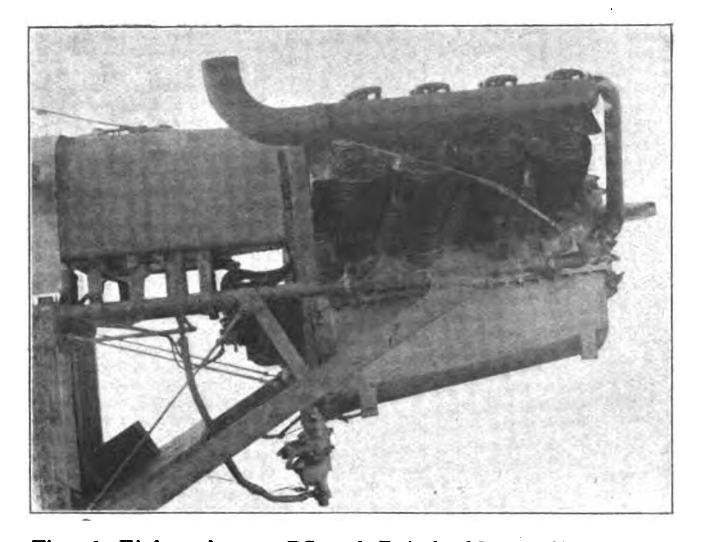


Fig. 26. Einbau des 100 PS engl. Daimler-Motors, Typ R.A.F. (Renault) im »B.E« Doppeldecker.

Gewichte:

Leergewicht ohne Betriebsstoffe	650 kg
Reine Nutzlast: 1 Flieger, M.-G. und Bomben . . .	230 »
oder: 2 Flieger und M.-G.	
Betriebsstoffe für 3 bis 4 Stunden.	110 »
Gesamtgewicht des vollbeladenen Flugzeuges	990 kg

Schwerpunktlage: Der Schwerpunkt des Flugzeuges ist ungefähr an der Stelle, wo sich der Schwerpunkt des vorn sitzenden Beobachters befindet.

II. Flugeigenschaften und Flugleistungen.

Der »BE«-Doppeldecker zeigt im Fluge große Stabilität, Steuerausschlägen folgt er rasch und sicher, die Wendigkeit ist sehr gut. Der Gleitflug ist sehr flach, das Flugzeug schwebt lange und hat daher einen geringen Auslauf.

Die Steigzeiten bei voller Belastung sind: 1000 m in 11 min, 2000 m in 25 min, 3000 m in 47 min.

Die Geschwindigkeit beträgt im Horizontalflug 130 km/std, in 150 m Höhe über dem Boden; 115 km/std in 3000 m Höhe über dem Boden.

Im Aufwärtsfluge beträgt die Geschwindigkeit: unten 100 kmh, oben 95 kmh.

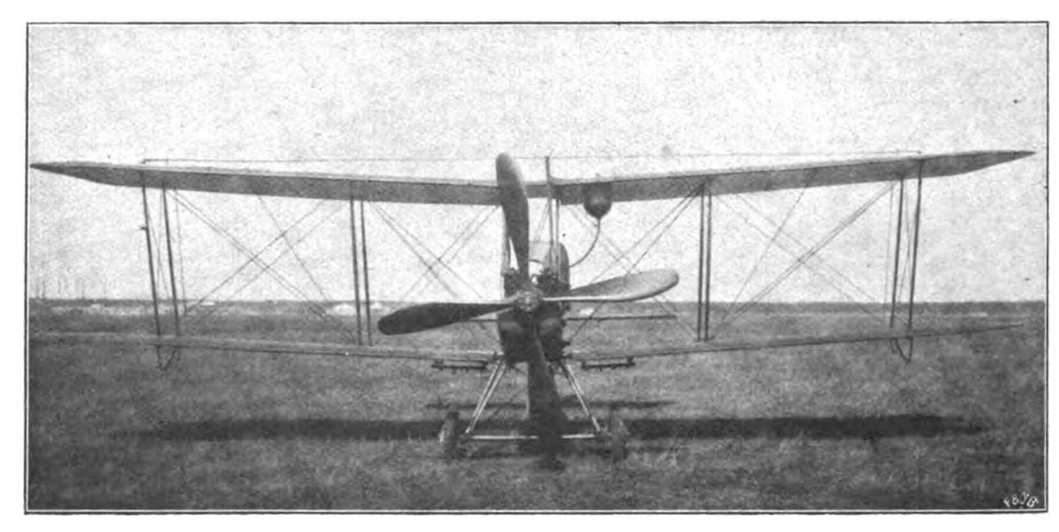


Fig. 27.

Englischer „BE"-Doppeldecker, einsitzig mit gestaffelten Tragflächen. Flugzeug geb. von Sopwith, 150 PS »RAF«, Motor von der englischen Daimler-Fabrik.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

37f, 8. B. 72145. Ballonhallenbau (Artur Müller), G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Einseitige Schutzwand für Luftschiffhallen. Zus. z. Pat. 262482. A. 3. 6. 13. E. 16. 6. 17.

37f, 8. B. 72146. Ballonhallenbau (Artur Müller), G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Einseitige Schutzwand für Luftschiffhallen. Zus. z. Pat. 257064. A. 3. 6. 13. E. 16. 6. 17.

37f, 8. S. 43976. Fa. B. Seibert, Saarbrücken. Luftschiffhalle mit schräg gestellten, abgespannten Masten. A. 2. 6. 15. E. 16. 6. 17.

46b, 2. H. 69196. Eugen Hauser, Friedrichshafen a. B. Aus Ventilspindel und Ringschieber bestehendes Ein- und Auslaßventil. A. 4. 11. 15. E. 12. 6. 17.

46c, 21. S. 41504. Süddeutsche Kühlerfabrik, Feuerbach-Stuttgart. Kühler für Explosionsmotoren. A. 21. 2. 14. E. 19. 6. 17.

46c, 28. D. 31898. Thomas Franklin Wasser, David Ferdinando Domizi und Quincy Dickson Hastings in Franklin, Pa., V. St. A. Anlaßmotor für Verbrennungskraftmaschinen. A. 16. 7. 15. E. 19. 6. 17. (Schluß auf der Inseratenseite IX.)

NACHRUF.

Am 4. April ist der Präsident der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt

Se. Exzellenz Herr Generalleutnant

Hermann Franz Wolf Riefs von Scheurnschlofs

Ritter des Eisernen Kreuzes I. und II. Klasse und vieler hoher und höchster Orden

nach schwerem Leiden, das sich aus Überanstrengungen im Felde entwickelt hatte, in Zürich sanft entschlafen, wo er Genesung zu finden hoffte.

Mit ihm hat die D.V.L. einen Freund, Berater und Förderer von einzigartiger Hingabe, unermüdlicher Pflichttreue und warmherziger Hilfsbereitschaft für immer verloren. Von ihrer Begründung an, als sie im Sommer 1912, zunächst zur Durchführung des Kaiserpreis-Wettbewerbes für Flugzeugmotoren, ins Leben gerufen wurde, trat er voller Begeisterung für die großen Aufgaben, voller Verständnis für deren eigenartige Schwierigkeiten an ihre Spitze. Aus langer, erfolgreicher militärischer Laufbahn wegen körperlicher Leiden geschieden, widmete er die Pflichttreue des preußischen Offiziers der neuen Aufgabe und verstand es mit voller jugendlicher Frische und Tatkraft und mit nie versagender Liebenswürdigkeit allen den zahlreichen Schwierigkeiten zu begegnen, die der Entwicklung der neuen Anstalt im Wege lagen. Allen großen und kleinen Fragen der neuen Technik widmete er sein lebhaftes Interesse, und mit glücklicher Hand wußte er überall zu helfen, wo es galt, Hindernisse zu beseitigen. Nur 2 Jahre waren es freilich, die ihm zu diesem Wirken ungestört gelassen wurden, zu kurze Zeit zu vollem Auswirken. Der August 1914 rief den General wieder in seinen eigentlichen Lebensberuf zurück.



Hermann Franz Wolf Rieß von Scheurnschloß †

Geboren am 1. Oktober 1854 in Cassel als Sohn des Geh. Regierungsrates Karl Rieß von Scheurnschloß, trat er am 1. September 1873 als Fahnenjunker zum 4. Garde-Grenadier-Regiment Königin und wurde am 11. Februar 1875 zum Leutnant befördert. Nach kurzer Zeit Bataillons-Adjutant, dann zur Kriegsakademie kommandiert, wurde er 1887 Adjutant einer Infanterie-Brigade. Als Hauptmann 1889 zum Regiment zurückgekehrt, wurde er Chef der 5. Kompagnie. Von 1895 bis 1900 wirkte er als Hauptmann und Major im Kriegsministerium, dann führte er ein Bataillon des 4. Garde-Regiments zu Fuß. Als Oberst war er 1905 bis 1907 Kommandeur des Bezirks-Kommandos II Berlin, dann Kommandeur des 3. Garde-Regiments zu Fuß. Von 1908 ab war er Kommandeur einer Garde-Infanterie-Brigade. Ein beginnendes Herzleiden zwang ihn Anfang 1912 zur Ruhe; bald führte ihn aber trotz mancher Beschwerden der tätige Geist zu weiterer fruchtbarer Arbeit im Dienste des Vaterlandes; die schneidigste Waffe für kommende Gefahr mit zu schmieden, hat er in den zwei Jahren sein Bestes gegeben. Aber bei Kriegsausbruch konnte ihm die Heimatstätigkeit nicht genügen. Mit selbstverständlicher Hingabe stellte er sich zur Verfügung. Als Brigade- und Divisionskommandeur an der Ostfront haben die schweren Zeiten des ersten Kriegswinters in Polen sein verstecktes Leiden zu neuem Ausbruch gebracht. Schon im September 1914 mit dem Eisernen Kreuz II. und im Januar 1915 mit dem Eisernen Kreuz I. Klasse ausgezeichnet, mußte er im Frühjahr 1915 Erholung suchen. Nach zeitweiliger Besserung in die Heimat zurückgekehrt, vermochte er im Sommer 1916 sich wieder den Geschäften der Versuchsanstalt zu widmen. Aber der Winter brachte zunehmende Verschlimmerung seines Leidens, dem er nun schließlich erliegen mußte.

Ein ritterlicher Held, ein preußischer Offizier von echtester Art, voll kerniger deutscher Treue, unwandelbaren Pflichtbewußtseins, heiterer Lebenskunst, stets liebenswürdigen Humors und warmherzig menschlicher Teilnahme für jeden Untergebenen und Mitarbeiter ist dahingegangen, bis zur letzten Stunde gepflegt von der treuen Gattin, glücklich hinschauend auf Kinder und Enkelkinder, getrost im festen Vertrauen auf des geliebten Vaterlandes gottgesegnete Zukunft. Der Versuchsanstalt wird sein Andenken unvergeßlich, sein Vorbild stets vor Augen bleiben. Sein Geist wird in ihr fortleben.

Adlershof, 19. April 1917.

Nachruf.

Am 19. April 1917 verschied in Leipzig nach sechswöchigem, schwerem Krankenlager der Gründer und Besitzer der Deutschen Flugzeugwerke in Leipzig-Lindenthal, der

Kgl. Bayer. Kommerzienrat Bernhard Meyer

Ritter hoher Orden

im 57. Lebensjahre. Er war einer der ersten deutschen Kapitalisten, der den Wert des Flugzeugs erkannte und in großzügiger Weise die Fabrikation in die Hand nahm. Nach anfänglichen Mißerfolgen gelang es Meyer, sein Unternehmen, die D.F.W., zu einer der größten deutschen Flugzeugfabriken auszubauen. Ein Leben voll Arbeit und Erfolg hat damit ein Ende gefunden. Kommerzienrat Meyer war Verlagsbuchhändler und hat als solcher auf Grund neuer Ideen große Erfolge erzielt. Die Beerdigung erfolgte am 22. April in Leipzig.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrthaus. — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 7732.

1. Unsere Gesellschaft hat durch das unerwartete Hinscheiden Seiner Exzellenz des Generalleutnants Rieß von Scheurnschloß einen schweren Verlust erlitten. Das Wirken des hochverdienten Präsidenten der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt für diese und damit für die Luftfahrt überhaupt ist an anderer Stelle eingehend gewürdigt; wir werden dem Förderer unserer Gesellschaft, der ein Zusammenarbeiten beider Institute in so erfreulicher Weise begünstigte, dem liebenswürdigen Menschen stets ein ehrendes Andenken bewahren.

Ferner betrauert die Gesellschaft den Tod der folgenden, ihr seit ihrem Bestehen angehörenden Mitglieder:

Landgerichtsdirektor Doench, Frankfurt a. M.;
Geheimrat Professor Dr. Dorn, Halle a. Saale;
Kaufmann Friedrich Schuch, Hamburg;
Dipl.-Ing. und Oberleutnant zur See der Seewehr Bernhard Fritsch, Travemünde, Petershöhe;

der letzte erlitt am 24. Dezember v. J. den Tod fürs Vaterland durch Absturz in Flandern.

Sie alle sollen in der Gesellschaft unvergessen sein.

2. Auszeichnungen:

Dem Kommandierenden General der Luftstreitkräfte, Seiner Exzellenz Generalleutnant v. Hoeppner, dem Vertreter des Großen Generalstabs der Armee in unserem Vorstand, wurde der Orden Pour le Mérite verliehen; die gleiche hohe Auszeichnung wurde seinem Generalstabschef Oberstleutnant Thomsen zuteil.

3. Mitteilungen aus unserem Mitgliederkreise:

Justizrat Joseph, Hauptmann d. R., Frankfurt a. M., bei Ausbruch des Krieges als Ballonbeobachter im Felde, seit November 1916 mit der Organisation der Kriegsanleihe und Kriegssparkarten beauftragt, dann zum Generalquartiermeister kommandiert, ist seit Ende März d. Js. dem Kriegspresseamt Berlin zugeteilt.

Dipl.-Ing. B. Wassermann, Patentanwalt, Berlin, als Leutnant d. L. bei den Luftschiffertruppen zum Kriegsministerium kommandiert, leitet dort zurzeit das neugeschaffene Patentreferat.

4. Neuaufnahmen:

Laut § 5 unserer Satzungen wurde als ordentliches Mitglied in die Gesellschaft aufgenommen:

Cand. mach. nav. Leutnant d. R. Gutermuth, Charlottenburg, Hardenbergstr. 24.

5. Vermittlungsstelle für Technisch-Wissenschaftliche Untersuchungen:

Auf Grund eines Rundschreibens des »Deutschen Verbands« geben wir folgendes bekannt:

Der Vorstand des Deutschen Verbandes technisch-wissenschaftlicher Vereine hat beschlossen, in seiner Geschäftsstelle eine Einrichtung zu schaffen, welche für die Ausführung von wissenschaftlich-technischen Untersuchungen zwischen der Technik und den wissenschaftlichen Instituten der Universitäten und Technischen Hochschulen vermitteln soll.

Sehr viele Probleme und ebenso die besondere Kenntnis der Arbeitsgebiete sind heutzutage so stark spezialisiert, daß manchmal für ein bestimmtes Problem nur wenige geeignete Bearbeiter in den wissenschaftlichen Instituten vorhanden sind. Wenn es nun gelingen könnte, alle solche Probleme den jeweils geeigneten Bearbeitern zuzuführen, so würde damit ein sehr erheblicher Nutzen mit geringmöglichstem Arbeitsaufwand geschaffen werden können.

Einerseits könnten die großen geistigen und materiellen Werte, die in den Einrichtungen der wissenschaftlichen Institute der Universitäten und Technischen Hochschulen und in den Kenntnissen und Erfahrungen ihrer Leiter liegen, in höherem Maße als bisher der deutschen Industrie nutzbar gemacht werden. Anderseits würden der Industrie, soweit sie nicht selbst durch ihre Einrichtungen, Arbeitskräfte und sonstigen Verbindungen dazu in der Lage ist, also insbesondere den mit Versuchseinrichtungen weniger versehenen mittleren und kleineren Werken, die Möglichkeit gegeben werden, auftretende Probleme nicht ungelöst zu lassen, sondern ihre Lösung durch Mithilfe des Verbandes in die Wege zu leiten. Auch für die großen industriellen Werke könnte es manchmal nicht unerwünscht sein, auf diese Weise Anknüpfung mit Akademikern zu bekommen, die komplizierte Fragen wissenschaftlich, aber doch im Zusammenhang mit der Technik zu beurteilen geneigt sind.

Eine große Anzahl von Institutsleitern auf dem Gebiet der angewandten und physikalischen Chemie, der Physik, der Elektrotechnik und der Ingenieurwissenschaft haben sich bereit erklärt, derartige Arbeiten, welche ihnen durch die Vermittelungsstelle des Deutschen Verbandes zugeführt werden, zu übernehmen, auf jedem der genannten Gebiete haben sich fernerhin der Geschäftsstelle fachkundige Herren zur Verfügung gestellt, um sie bei der Auswahl der jeweils in Betracht kommenden Bearbeiter zu unterstützen.

Der Deutsche Verband und die Leiter der wissenschaftlichen Institute hoffen, daß diese Vermittelungsstelle nicht nur für die Dauer des Krieges, sondern auch für die Übergangswirtschaft und für die spätere Friedenswirtschaft von Wert sei und sich sehr nutzbringend erweisen wird.

Der Verband richtet daher an die industriellen Werke auf dem Gebiete der Chemie, der angewandten Physik, der Elektrotechnik, des Maschinenbaus und der gesamten Ingenieurwissenschaften die Bitte, sich der Vermittelungsstelle des Deutschen Verbandes zu bedienen. Zuschriften sind nach Berlin NW. 7, Sommerstr. 4a zu Händen des Geschäftsführenden Vorstandsmitgliedes zu richten.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen — Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. **H. GEORG BADER** — INGEN. B. D. INSPEKT. D. FLIEGERTRUPPEN, CHARLOTTENBURG
A. BAUMANN — PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE STUTTGART
Prof. Dr. **BERSON** — BERLIN-LICHTERFELDE
Dipl.-Ing. **A. BETZ** — GÖTTINGEN
H. BOYKOW — LINIENSCHIFF-LEUTNANT A. D., FRIEDENAU—BERLIN
Dr. **R. EMDEN** — PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
Dr. **E. EVERLING** — DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF
Geh. Hofrat Dr. **S. FINSTERWALDER** — PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN
Dr.-Ing. **FÖTTINGER** — PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
Geh. Reg.-Rat Dr. **H. HERGESELL** — LINDENBERG—BERLIN
Dr.-Ing. **W. HOFF** — DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF
Geh. Reg.-Rat **E. JOSSE** — PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dr. **N. JOUKOWSKY** — PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU
R. KNOLLER — PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN
Dipl.-Ing. **MAX MUNK** — GÖTTINGEN
Dr.-Ing. **A. VON PARSEVAL** — PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
A. PRÖLL — HANNOVER
Dipl.-Ing. Dr. **V. QUITTNER** — BERLIN
Dr.-Ing. **H. REISSNER** — PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
F. ROMBERG — PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Ing. **JOHN ROZENDAAL** — BERLIN — 's-GRAVENHAGE
Geh. Reg.-Rat Dr. **C. RUNGE** — PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
Dr.-Ing. **SCHAFFRAN** — VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K. VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU
Dr. **W. SCHLINK** — PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL. TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG
Dipl.-Ing. **SEPPELER** — BERLIN
FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN — DIPL.-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN
Dr.-Ing. Dipl.-Ing. **O. STEINITZ** — NEUKÖLLN
Dr.-Ing. **C. WIESELSBERGER** — GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. — **26. Mai 1917.** — **Heft 9 u. 10.**



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. **26. Mai 1917.** **Heft 9 und 10.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.
ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Einführung in die Dynamik der Flugzeuge.

Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader.

(Schluß.)

Die Kopplung von Längs- und Querbewegungen.

Auf einen vielverheißenden Weg zur Steigerung der Vortriebleistung wird man durch die Erfahrungen des Schiffbaues gedrängt[1]). Durch die Einschaltung einer Übersetzung, deren Gewicht und Energieverlust gegenüber den Vorteilen ganz außer acht fällt, kann man nicht nur vom Motor bei gegebenem Zylindervolumen durch Erhöhung der Drehzahl größere Leistung erzwingen, sondern auch für die Schraube durch Minderung der Winkelgeschwindigkeit höhere Wirkungsgrade erreichen. Die Maßnahme ist hinsichtlich Stabilität und Steuerfähigkeit zu befürworten, denn sie sichert eine Vervollkommnung der Symmetrie des Flugzeuges. Diese wird allein[2]) in Frage gestellt durch die Kreiselwirkung von Motor und Schraube und durch die Reaktion des Antriebsmomentes der Schraube. Senkrechte Flugrichtungsänderungen (τ), wie sie bei Längsschwingungen und durch Höhensteuerung eintreten, bedeuten Änderungen des statischen Momentes der Bewegungsgröße der umlaufenden Massen, deren Reaktion sich in Kursänderungen äußert. Umgekehrt ruft Seitensteuer betätigung durch die freien Massenkräftepaare senkrechte Lagenänderungen ($\Delta\alpha$) hervor. Die Wirkungen sind besonders bei Anwendung von Rotationsmotoren sehr störend[1]). Durch die Einschaltung einer Übersetzung gelingt es, sie zu mildern; ja wenn die Trägheitsmomente der entgegengesetzt umlaufenden Massen von Motor[2]) und Schraube den Drehzahlen (dem Übersetzungsverhältnis) umgekehrt proportional sind, verschwindet die dynamische Beeinflussung des Flugzeuges vollkommen[3]).

Nicht beseitigen läßt sich jedoch[4]) die Reaktion der Luft auf die Schraube, der man gewöhnlich durch eine leichte Verwindung der Tragfläche begegnet. Diese antisymmetrische

[1]) Gümpel, Jahrbuch der wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik 1913/14, S. 62.

[2]) Es ist bestimmt vorauszusetzen, daß die hin und her gehenden Massen ausgeglichen sind, da Erschütterungen unzulässige Festigkeitsbeanspruchungen des Flugzeuges zur Folge haben. Betreff Massenausgleich vgl. Kölsch, Über Zylinderzahl und Zylinderanordnung bei Fahr- und Flugzeugmaschinen. Diss. München 1911, S. 195.

[1]) Betz, Kreiselwirkungen im Flugzeug, Zeitschr. f. Fl. u. M. 1911 S. 229.

[2]) Gemäß der während einer Umdrehung veränderlichen Beteiligung der Kolben an der Drehung darf beim Motor natürlich nur von einem Mittelwert des Trägheitsmomentes gesprochen werden.

[3]) Der vollkommene Ausgleich läßt sich auch bei zu kleinem Motorträgheitsmoment durch ein Schwungrad erreichen. Der Steigung des Fluges steht dann jedoch eine unwillkommene Steigerung des Leergewichtes gegenüber.

[4]) Abgesehen vom Zweischraubenvortrieb, dessen Vorteile hinsichtlich Vervollkommnung der Symmetrie auf der Hand liegen.

Veränderung von Querschnitt (Wölbung) und Anstellwinkel der Flügelspitzen hat weiterhin ein Moment M_s um die Vertikalachse zur Folge, das zum Reaktionsmoment L_s etwa im Verhältnis ($\operatorname{tg} \gamma_T$) von Widerstand und Auftrieb des ganzen Flügels steht. Man hat es bisher dem Flugzeugführer anheimgestellt, durch das Seitensteuer auch in dieser Richtung Gleichgewicht herbeizuführen. Der Konstrukteur kann ihn jedoch dieser Mühenahme überheben. Bezeichnet ω_s die Winkelgeschwindigkeit der Schraube, η_s ihren Wirkungsgrad und r_s ihren Halbmesser, so besagt die Leistungsgleichung:

$$S v = \eta_s L_s \omega_s \quad \ldots \ldots \quad (69)$$

$$L_s = S r_s \left(\frac{v}{r_s \omega_s} : \eta_s \right).$$

Nun ist η_s bis kurz vor seinem Höchstwert lineare Funktion der reinen Zahl $\frac{v}{r_s \omega_s}$ mit einer Tangente w, deren Wert gewöhnlich zwischen 2 und 4 liegt[1]). Mit $M_s = \operatorname{tg} \gamma_T L_s$ wird:

$$M_s = S r_s \operatorname{tg} \gamma_r : w = S r_s \frac{\xi_T}{\eta_T} \frac{1}{w} \quad \ldots \quad (70)$$

Es genügt also, die Schraubenachse in einem kleinen Abstand von der Symmetrieebene des Flugzeuges anzuordnen, um jede Kursänderung durch die jeweils erforderliche Verwindung unmöglich zu machen.

Der Ausgleich ist nahezu vollkommen für stetigen Flug unter beliebiger schräger Richtung. Bei Längsschwingungen jedoch bewirkt eine verhältnismäßige Steigerung der Geschwindigkeit $+\omega$ eine Zunahme des Verwindungsmomentes (L_s wie auch M_s) mit 2ω, aber eine Abnahme des Schubes auf $(1 - \chi\omega) S$. Das Umgekehrte gilt für einen Geschwindigkeitsverlust $-\omega$. Es entsteht also eine erzwungene Schwingung um die senkrechte Achse unter dem Einfluß des mit ω periodischen Momentes

$$S r_s \operatorname{tg} \gamma_r \frac{2 + \chi}{w} \omega \text{ kg/m} \quad \ldots \quad (71)$$

und eine Neigung zu seitlichen Lagenänderungen durch

$$S r_s \frac{2}{w} \omega \text{ kg/m} \quad \ldots \ldots \quad (72)$$

Die Theorie der Seitenstabilität gestattet, diese Störungen als geringfügig zu bezeichnen gegenüber den ihnen entgegenwirkenden Trägheits- und Dämpfungs- bzw. elastischen Momenten.

Seitenstabilität und Seitensteuerung.

Die Voraussetzung vollkommener seitlicher Symmetrie hat es ermöglicht, die sechs Freiheitsgrade eines Flugzeugs in zwei Gruppen zu je dreien gesondert zu behandeln. Es bleibt nun zu erörtern, welcher Art die Bewegungen sind, die der zweiten Gruppe entsprechen: d. h. den Freiheitsgraden einer Ebene (Symmetrieebene) im Raum: Eine Translation und Drehungen um zwei Achsen.

Für die rechnerische Ermittlung des Luftwiderstandes ist die aerodynamisch anfechtbare Annahme einer einfachen Überlagerung der Geschwindigkeiten wiederum nicht zu umgehen. Ihre unverhältnismäßig größere Bedeutung für die vorliegende Frage bringt die Berechtigung mit sich, da auf eine gleich hohe Genauigkeit wie bei der Behandlung der Längsschwingungen nicht zu rechnen ist, durch einige Vereinfachungen von vornherein die Übersichtlichkeit der Rechnung und Anschaulichkeit der Ergebnisse zu fördern. Wir wählen als Schwerpunktsachsen in der Symmetrieebene die (nach unten gerichtete) Winkelrechte zur Flugrichtung und diese selbst. Diese Achsen werden gewöhnlich den freien Achsen des Flugzeugs sehr nahe liegen. Es erscheint danach zulässig, das Fliehkraftmoment zu vernachlässigen. Es ist ferner statthaft, den Luftwiderstand gegen die Quertranslation gegenüber der Zentripetalkomponente des Auftriebs bei Schieflage außer acht zu lassen, wiewohl seine Momente von hervorragender Bedeutung sind.

[1]) Béjeuhr, Wissenschaftliche Ergebnisse der Luftschraubenprüfung auf der Ila. Zeitschr. f. Fl. u. M. 1911, S. 98 ff.

Als Veränderliche zur Beschreibung der Bewegung werden bestimmt:

φ die seitliche Lage gegenüber dem Horizont,
ψ die Lage der Symmetrieebene gegenüber der augenblicklichen Kursrichtung,
ζ die Änderung der Kursrichtung.

Dann bestehen die Momente und Kraftgleichungen:

$$\frac{G}{g} p^2 \ddot{\varphi} = L \quad \ldots \ldots \quad (73)$$

$$\frac{G}{g} q^2 (\ddot{\psi} + \ddot{\zeta}) = M \quad \ldots \ldots \quad (74)$$

$$\frac{G}{g} v \dot{\zeta} = G \varphi \quad \ldots \ldots \quad (75)$$

p und q sind ersichtlich Trägheitsradien; L und M, die Momente des Luftwiderstandes im Sinne φ und ψ, sind Funktionen der Winkelgeschwindigkeiten $\dot{\varphi}$ und $(\dot{\psi} + \dot{\zeta})$ sowie des Einfallwinkels ψ der Flossen.

Bezeichnet η den Auftriebskoeffizienten, $\varkappa_v$ und $\varkappa_h$ das Inhaltsverhältnis senkrechter und wagerechter Flossen zu den Flügeln, dF ein Flächenelement des letzteren, also F seinen Inhalt, c den Abstand der betreffenden Druckpunkte von[1]) der Achse der L, d von[2]) der Achse der M, so sind gemäß der Annahme der einfachen Überlagerung der Geschwindigkeiten, wenn man diese auf den Druckpunkt jeder Flosse bzw. jedes Tragflügelelements bezieht:

$$\begin{aligned} L = {} & \frac{\gamma}{g} v^2 \int dF \eta' \left(\frac{-c\dot{\varphi}}{v} \right) c + \frac{\gamma}{g} \int [v + d(\dot{\psi} + \dot{\zeta})]^2 dF \eta d \\ & + \frac{\gamma}{g} v^2 F \Sigma \varkappa_v \eta' \psi c = \frac{\gamma}{g} v^2 F \left[-\dot{\varphi} \frac{1}{v} \frac{1}{F} \int dF \eta' c^2 \right. \\ & \left. + \frac{1}{F} \int dF \eta d + 2(\dot{\psi} + \dot{\zeta}) \frac{1}{v} \frac{1}{F} \int dF \eta d^2 + \psi \Sigma \varkappa_v \eta' c \right]. \quad (76) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} M = {} & \frac{\gamma}{g} v^2 F \Sigma \varkappa_v \eta' \frac{(\dot{\psi} + \dot{\zeta}) d}{v} (-d) + \frac{\gamma}{g} v^2 F \Sigma \varkappa_v \eta' \psi (-d) \\ = {} & \frac{\gamma}{g} v^2 F \left[-(\dot{\psi} + \dot{\zeta}) \frac{1}{v} \Sigma \varkappa_v \eta' d^2 - \psi \Sigma \varkappa_v \eta' d \right] \quad \ldots \quad (77) \end{aligned}$$

In L verschwindet wegen der Symmetrie $\int dF \eta d$ (Gleichgewichtsbedingnng). In M ist die Änderung mit $\dot{\varphi}$ und das Moment des Tragflügelwiderstandes bei gekrümmter Bahn vernachlässigt worden. Wir erinnern uns der Gleichgewichtsbedingung Gleichung (5):

$$G \sim \frac{\gamma}{g} v^2 F \Sigma \varkappa_h \eta$$

und bezeichnen:

$$\frac{1}{F} \int dF \eta' c^2 : \Sigma \varkappa_h \eta = j^2 \quad \ldots \ldots \quad (78)$$

$$\frac{1}{F} \int dF \eta d^2 : \Sigma \varkappa_h \eta = k^2 \quad \ldots \ldots \quad (79)$$

$$\Sigma \varkappa_v \eta' c : \Sigma \varkappa_h \eta = l \quad \ldots \ldots \quad (80)$$

$$\Sigma \varkappa_v \eta' d : \Sigma \varkappa_h \eta = m \quad \ldots \ldots \quad (81)$$

$$\Sigma \varkappa_v \eta' d^2 : \Sigma \varkappa_h \eta = n^2 \quad \ldots \ldots \quad (82)$$

Die Bewegungsgleichungen lauten nun:

$$\frac{1}{g} p^2 \ddot{\varphi} = -\frac{1}{v} \dot{\varphi} j^2 + \frac{1}{v} (\dot{\psi} + \dot{\zeta}) \, 2 k^2 + \psi l \quad \ldots \quad (83)$$

$$\frac{1}{g} q^2 (\ddot{\psi} + \ddot{\zeta}) = -\frac{1}{v} (\dot{\psi} + \dot{\zeta}) n^2 - \psi m \quad \ldots \quad (84)$$

$$\frac{v}{g} \dot{\zeta} = \varphi \quad \ldots \ldots \quad (85)$$

Wir setzen die Störungen φ, ψ, ζ gemäß dem Verfahren der unendlich kleinen Schwingungen proportional $e^{\lambda_0 t}$ also:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\varphi} &= \lambda_0 \varphi, & \ddot{\varphi} &= \lambda_0^2 \varphi \\ \dot{\psi} &= \lambda_0 \psi, & \ddot{\psi} &= \lambda_0^2 \psi \\ \dot{\zeta} &= \lambda_0 \zeta, & \ddot{\zeta} &= \lambda_0^2 \zeta \end{aligned} \right\} \quad \ldots \ldots \quad (86)$$

[1]) Für die Flossen positiv über.
[2]) Für die Flossen positiv hinter.

und multiplizieren die beiden ersten Gleichungen mit $\frac{v^2}{g} = 2h$:

$$\frac{\lambda_0^2 v^2}{g^2} p^2 \varphi = -\frac{\lambda_0 v}{g} j^2 \varphi + \frac{\lambda_0 v}{g} 2k^2 (\psi + \zeta) + 2hl\psi \quad (87)$$

$$\frac{\lambda_0^2 v^2}{g^2} q^2 (\psi + \zeta) = -\frac{\lambda_0 v}{g} n^2 (\psi + \zeta) - 2hm\psi \quad . \quad . \quad (88)$$

$$\frac{\lambda_0 v}{g} \zeta = \varphi \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (89)$$

Für das Beschleunigungsverhältnis $\frac{\lambda_0 v}{g} = \lambda$, Gleichung (17), erhalten wir wiederum eine Gleichung vierten Grades, indem wir $\varphi = \lambda\zeta$ aus Gleichung (89) in Gleichung (87) einführen und nach den Veränderlichen trennen:

$$(\lambda^2 p^2 + \lambda j^2 - 2k^2) \lambda\zeta = (\lambda\, 2k^2 + 2hl) \psi \quad . \quad . \quad . \quad (90)$$

$$(\lambda q^2 + n^2) \lambda\zeta + (\lambda^2 q^2 + \lambda n^2 + 2hm) \psi = 0 \quad . \quad . \quad (91)$$

folglich:

$$(\lambda^2 q^2 + \lambda n^2 + 2hm)(\lambda^2 p^2 + \lambda j^2 - 2k^2) + (\lambda q^2 + n^2)(\lambda\, 2k^2 + 2hl) = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (92)$$

Die Koeffizienten der biquadratischen Gleichung sind, wenn wir durch $p^2 q^2$ teilen:

$$\mathfrak{A} = 1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (93)$$

$$\mathfrak{B} = \frac{n^2}{q^2} + \frac{j^2}{p^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (94)$$

$$\mathfrak{C} = \frac{2hm}{q^2} + \frac{n^2}{q^2} \frac{j^2}{p^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (95)$$

$$\mathfrak{D} = \frac{j^2}{p^2} \frac{2hm}{q^2} + \frac{2hl}{p^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (96)$$

$$\mathfrak{E} = \frac{2hm}{q^2} \frac{-2k^2}{p^2} + \frac{2hl}{p^2} \frac{n^2}{q^2} = \frac{2hm}{q^2} \frac{1}{p^2} \left(\frac{l}{m} n^2 - 2k^2 \right) \quad (97)$$

Vergleichen wir sie mit Gleichung (34) bis (38), so läßt sich die eine Lösung ohne weiteres identifizieren mit:

$$\frac{D_1}{C_1} = \frac{n^2}{q^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (98)$$

$$\frac{E_1}{C_1} = \frac{2hm}{q^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (99)$$

Sie bedeutet bei positiven Werten m, also wenn der resultierende Druckpunkt der Flossen hinter dem Schwerpunkt liegt, eine schwach gedämpfte Drehungsschwingung um die senkrechte Achse (Gieren) mit einer Periode von etwa:

$$2\pi \frac{v}{g} \sqrt{\frac{q^2}{2hm}} = 1{,}42 \sqrt{\frac{q^2}{m}} \text{ sec} \quad . \quad . \quad . \quad (100)$$

und einer Halbwertzeit von

$$\ln 2 \frac{v}{g} 2 \frac{q^2}{n^2} \text{ sec} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (101)$$

Für die zweite Bewegungsart läßt sich nur der Dämpfungsfaktor unzweifelhaft angeben:

$$\frac{D_2}{C_2} = \frac{j^2}{p^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (102)$$

Es handelt sich demnach um die seitliche Lagenänderung, die infolge der großen Spannweite des Tragflügels außerordentlich stark gedämpft ist. Ein rückführendes Moment E_2 scheint jedoch nach Aussage von $\mathfrak{E}$ überhaupt nicht zu bestehen; nach $\mathfrak{D}$ beträgt $\frac{E_2}{C_2}$:

$$\frac{2hl}{p^2} \frac{q^2}{n^2}$$

und nach $\mathfrak{E}$:

$$\frac{1}{p^2} \left(\frac{l}{m} n^2 - 2k^2 \right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (103)$$

Der Widerspruch ist leicht zu beseitigen: Das zweite Glied von $\mathfrak{D}$ ist gegenüber dem ersten von verschwindender Größe (rd. 1%); so daß es nicht zulässig erscheint, in Anbetracht der vorausgehenden Vernachlässigungen ihm irgendwelche Bedeutung zuzusprechen. Hingegen ist das elastische Moment E_2 in $\mathfrak{E}$ Faktor und somit als sein wirklicher Wert anzusprechen. Seine nach Gleichung (39) und (40) erforderliche Einfügung in die Koeffizienten $\mathfrak{C}$ Gleichung (95) und $\mathfrak{D}$ Gleichung (96), bedeutet Fehler derselben; deren Größenordnung ist jedoch so gering, daß sie die Sicherheit der Folgerung, es sei der wirkliche Wert, in keiner Weise in Frage stellen.

Man kann die Stabilitätsbedingung, die mit $E_2 > 0$, also

$$\frac{l}{m} n^2 - 2k^2 > 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (104)$$

gestellt werden muß, auch unmittelbar aus den Bewegungsgleichungen herleiten. Für das Gleichgewicht in gekrümmter Bahn gilt

$$\varphi = \frac{v}{g} \dot\zeta, \quad \dot\varphi = 0, \quad \ddot\varphi = 0, \quad \dot\psi = 0, \quad \ddot\psi = 0, \quad \ddot\zeta = 0 \quad (105)$$

Nach Gleichung (84) bestimmt dann die Dämpfung ($\sim n^2$) durch die Winkelgeschwindigkeit $\dot\zeta$ der Flossen bei unverstelltem Steuer gegenüber der ruhenden Luft eine Trift

$$\psi = -\dot\zeta \frac{1}{v} \frac{n^2}{m} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (106)$$

Dieser Einfallswinkel der Flossen bewirkt gemäß ihrer Lage ($\sim l$) über dem Schwerpunkt ein rückführendes Moment $\sim \dot\zeta \frac{1}{v} \frac{l}{m} n^2$. Der Geschwindigkeitsunterschied der Schmalseiten des Tragflügels, der dem Krümmungshalbmesser der Bahn $R = \frac{v}{\dot\zeta}$ umgekehrt proportional ist, sucht indessen die Schräglage noch zu vergrößern durch ein Kräftepaar $\sim \dot\zeta \frac{1}{v} 2k^2$. Demnach ist

$$E_2 \sim \left(\frac{l}{m} n^2 - 2k^2 \right) = 0$$

wirklich Voraussetzung der Indifferenz.

Der Bedingung läßt sich nur schwer genügen, denn das labilisierende Moment ($\sim 2k^2$) ist ohne weiteres außerordentlich groß gegenüber dem elastischen $\left(\sim \frac{l}{m} n^2\right)$. Es ist vollkommen ausgeschlossen, die Flossen so hoch anzuordnen, daß sie das erforderliche Moment liefern. Man könnte nun daran denken, den Wert von k^2 nach Gleichung (79) dadurch zu mindern, daß man Flächenelementen dF in großem Abstand d negative Anstellwinkel durch große negative Auftriebskoeffizienten η also Abtrieb gibt[1]). Bei einer vollkommenen Beseitigung der Labilität bringt jedoch diese Maßnahme eine so starke Auftriebsminderung mit sich, daß ihr jeder Wert abgesprochen werden muß. Fügt man etwa an die Schmalseiten des Tragflügels (Breite b) schmale Flächen gleichen Profiles unter gleichem aber negativem Anstellwinkel, wobei der Druckpunkt etwa in $d = 1{,}1 \frac{b}{2}$ liegen möge, so ist, um die Wirkung des Tragflügels

$$F\eta d^2 \sim F\eta \frac{b^2}{12}$$

völlig aufzuheben, den Hilfsflächen ein Gesamtinhalt

$$F\eta \frac{b^2}{12} : \eta \left(1{,}1 \frac{b}{2} \right)^2 = 0{,}28\, F$$

zu geben. Der Auftrieb nimmt also um 28% ab. Die Folge läßt sich auf keine Weise umgehen, da es unmöglich ist, den Hilfsflächen größere Hebelarme zu geben. Läßt man nur einen kleineren Auftriebverlust zu, so sinkt im gleichen Maße die stabilisierende Wirkung. Der einzig zulässige und zugleich erfolgreiche Weg, die Aufgabe zu lösen, scheint eine Schränkung

[1]) Darauf hat schon Reißner aufmerksam gemacht mit einem Hinweis auf die entsprechende Profilierung des Tragflügels der Zanonia-Samen. Verhandlungen der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft 3. bis 5. Nov. 1911, Zeitschr. f. Fl. u. M. 1912, S. 43

der Tragflügelhälften gegeneinander oder auch nur eine Aufbiegung ihrer Enden zu sein. Der Strömungsverlauf wird dadurch jedoch so verwickelt, daß erst nach Messung an Modellen im Kanal unbedingte Aussagen gemacht werden dürfen.

Jedenfalls bleibt das Gleichgewicht der seitlichen Lage der Indifferenz sehr nahe, und die Wurzeln

$$\lambda_2 = -\frac{D_2}{2\,C_2}\left[1 \pm \sqrt{1-\left(\frac{2\,C_2}{D_2}\right)^2\frac{E_2}{C_2}}\right]$$

dürfen wegen der geringen Größe von E_2 bestimmt werden aus:

$$\lambda_2 = -\frac{D_2}{2\,C_2}\left[1 \pm \left(1-\frac{2\,C_2}{D_2}\,\frac{E_2}{D_2}\right)\right] \quad . . . (107)$$

$$\lambda_{2I} = -\frac{D_2}{C_2} \quad . . . . (108)$$

$$\lambda_{2II} = -\frac{E_2}{D_2} \quad . . . . (109)$$

$$\lambda_{2I} = -\frac{j^2}{p^2} \quad . . . . (110)$$

$$\lambda_{2II} = -\frac{1}{j^2}\left(\frac{l}{m}\,n^2 - 2\,k^2\right) \quad . . . . . . (111)$$

Es sei daran erinnert, daß bei Anordnung nur einer Flosse $\frac{n^2}{m} = d$[1]), Gleichung (81) und (82), also die Forderung eines großen Flossenabstandes, Gleichung (101), durchaus im Sinne der Seitenstabilisierung ist[2]).

War für die Längsstabilität ein von absoluten Massen unabhängiger Maßstab geboten, so ist für die Labilität der Schräglage eine Vergleichziffer zu wählen, die den Anspruch an die Aufmerksamkeit des Führers zum Ausdruck bringt. Danach eignet sich zur Beurteilung die Doppelwertzeit in absolutem Maße:

$$B = \frac{v}{g}\,\frac{\ln 2}{\lambda_{2II}}\ \sec \quad . . . . . . (112)$$

Sind die Erzeugenden des Tragflügels (nahezu) Gerade, so kommt $\frac{l}{m}\,n^2$ gegenüber $2\,k^2$ nicht in Betracht:

$$B \sim \frac{v}{g}\,\frac{\ln 2}{2}\,\frac{j^2}{k^2}\ \sec \quad . . . . . (113)$$

In erster Näherung schließlich nach Gleichung (78) und (79):

$$B \sim \frac{v}{g}\,\frac{\ln 2}{2}\,\frac{\eta_T'}{\eta_T}\ \sec\,^{3)} \quad . . . . . (114)$$

die Verkleinerung des Anstellwinkels für den Tragflügel bringt danach der Indifferenz näher und die Vergrößerung des Anstellwinkels bis zu Werten, wo η' verschwindet, bedeutet die Gefahr des »Abrutschens« beim »Überziehen«, d. h. ein augenblickliches Aufdieseitelegen des Flugzeugs bei zu starkem Höhensteuergebrauch. B ist für Flugzeuge mit gleichen Tragflügeln bei gleichen Gewichten ($\sim v^2\eta_T$) nahezu der dritten Potenz der Geschwindigkeit, bei gleichen Geschwindigkeiten dem Gewicht umgekehrt proportional.

Ohne Ausnahme hat der Konstrukteur dem Flieger Mittel (Verwindung, Klappen) an die Hand zu geben, durch die er Störungen der Lage beseitigen und der Reaktion des Schraubenantriebsmomentes begegnen kann. Umgekehrt genügt zur Seitensteuerung eine Vorrichtung, mittels deren der Führer das Flugzeug willkürlich schräg zu legen[1]) vermag; nach Gleichung (85) ist

$$\dot\zeta = \frac{g}{v}\,\varphi\ \sec^{-1},$$

also die Zeit zum Wenden um Winkel ζ:

$$\frac{v}{g}\,\frac{\zeta}{\varphi}\ \sec\,^{2)} \quad . . . . (115)$$

Dabei ist der Krümmungsradius der Bahn:

$$R = \frac{v}{\dot\zeta} = \frac{v^2}{g}\,\frac{1}{\varphi} = \frac{2\,h}{\varphi} \quad . . . . (116)$$

und die Trift nach Gleichung (84):

$$\psi = -\frac{\dot\zeta}{v}\,\frac{n^2}{m} = -\varphi\,\frac{g}{v^2}\,\frac{n^2}{m} = -\varphi\,\frac{n^2}{2\,h\,m} \quad . (117)$$

für eine Flosse im Abstand d:

$$\psi = -\varphi\,d\,\frac{g}{v^2} = -\varphi\,\frac{d}{2\,h}\,^{3)} \quad . . . (118)$$

Man kann daran leicht ermessen, wie schwach das Flugzeug triftet, und daß es überhaupt nicht nötig ist, das Seitensteuer zu gebrauchen.

Ja, es muß diese Art zu steuern als zuverlässiger bezeichnet werden, da es doch offenbar besser ist, die für das Gleichgewicht erforderliche Schräglage unmittelbar herzustellen, als darauf zu warten, bis sie als Folge der durch das Seitensteuer bewirkten Kursänderung erscheint. Bei einem gut gebauten Flugzeug (mit dem oben berechneten Ausgleich der Schraubenreaktion auf den Kurs Gleichung (70)), könnte also das Seitensteuer durch eine starre Flosse ersetzt werden. Die Steuerfähigkeit in der Luft würde dadurch nicht beeinträchtigt.

Bodennähe jedoch erfordert, das Flugzeug wagerecht zu halten; und sind in diesem Augenblick, also beim Aufsetzen, Richtungsänderungen erforderlich, z. B. beim Landen mit Seitenwind oder angesichts von Bodenhindernissen, so kann man sich nur mit dem Seitensteuer helfen, indem man gleichzeitig die damit verbundene Neigung des Flugzeugs, sich schräg zu legen, durch die Verwindung aufhebt (»Gegenverwindung gibt«).

Für die gewöhnliche Seitensteuerung in der Luft bedeutet jedoch die Anordnung von Seitensteuer **und** Verwindung lediglich einen Sicherheitsgrad, beim Versagen eines Steuerorgans ebensogut das andere gebrauchen zu können.

---

[1]) Die Bedingung $l d : 2\,k^2 > 1$ ist gleich der, die Lanchester (Aerodynamik, übersetzt von Runge, II. Bd. 1911, § 105) aufgestellt hat.

[2]) Anderseits läßt sich aus der mathematischen Bedingung der Stabilität $\mathfrak{D} > 0$ berechnen, daß negative Werte von m bis zum Betrage $-m = l\frac{q^2}{j^2}$ zulässig, ja für die Erfüllung der weiteren Bedingung $\mathfrak{E} > 0$ soger förderlich sind. Da jedoch $\frac{q^2}{j^2}$ in der Größenordnung von $1/_{20}$ liegt, kann man leicht ersehen, daß diese Druckpunktslage vor dem Schwerpunkt so klein ist, daß man sich ihrer konstruktiv auf keine Weise versichern kann. Zudem betrifft die Folgerung Größen von der Ordnung der Fehler, die den Voraussetzungen entsprechen.

[3]) Für $v = 28$ m/sec wird die Doppelwertzeit $(\eta_T' : \eta_T)$ sec; da $(\eta_T' : \eta_T)$ meist zwischen 4 und 8 liegt, liegen Flugzeuge nach einer Störung $\varphi = 0{,}10 \simeq 6^0$ innerhalb 12 bis 25 sec unter 45^0.

[1]) Gehlen (Querstabilität und Seitensteuerung von Flugmaschinen. Diss. Aachen 1912. München 1913, S. 27) weist darauf hin, daß es bei geschränktem Tragflügel genügt, eine geringe Schiefstellung gegenüber dem Kurs durch das Seitensteuer hervorzurufen.

Die Wirkung läßt sich, sobald durch Modellversuche der der Schränkung entsprechende Wert l bekannt ist, mit den Gleichgewichtsbedingungen für gekrümmte Bahn Gl. (133) und (135) beurteilen:

$$\dot\zeta\,\frac{1}{v}\,2\,k^2 + \psi\,l = 0.$$

$$\psi = -\varphi\,\frac{k^2}{l h}.$$

[2]) Die Formel ist auch für sehr große Werte φ genau genug; für die größte zulässige Schräglage von etwa 45^0 beträgt der Unterschied von Bogen und Sinus 10 %. Einen Ausgleich bewirkt die Schwere infolge der Abnahme der Vertikalkomponente des Auftriebes mit $\cos\varphi$ durch die Steigerung der Geschwindigkeit mit $g\,(1-\cos\varphi)$ m/sec², Es kann sich ohnedies nur um Mittelwerte handeln, da das Umlegen und Aufrichten auch Zeit beansprucht, während die Formeln sich auf den stationären Zustand beziehen.

[3]) Es ergibt sich das Paradox, daß die Trift mit verschwindendem Abstand d auch zu Null wird, weil der Drehungswiderstand mit d^2, das Richtmoment nur mit d wächst. Unstetige Bewegung fordert natürlich große Werte d.

Zusammenfassung:

Es wird ein Verfahren angegeben, die Frequenzgleichungen 4. Grades der Stabilitätstheorien für Flugzeuge algebraisch, also allgemein gültig aufzulösen.

Die Theorie der Längsstabilität führt so in Übereinstimmung mit der Erfahrung zu dem Schluß, daß die dynamische Stabilität schon bei viel geringeren Graden der statischen Stabilität sichergestellt ist, als alle früheren Arbeiten anzunehmen gestatteten. Es ist auch nicht, wie bisher gefolgert wurde, der Gleitflug stabiler als der Flug mit Motor, sondern umgekehrt die Dämpfung beim Wagerechtflug kräftiger als beim Gleiten. In diesem Falle rührt der Unterschied der Ergebnisse daher, daß bei der Aufstellung der Bewegungsgleichungen, aus denen auf denkbar kürzestem Wege die Frequenzgleichung neu abgeleitet wird, die Lage der Schraubenachse und die Schwankungen des Schraubenschubs mit der Geschwindigkeit berücksichtigt wurden.

Die Theorie der Seitenstabilität veranschaulicht die Ursache der natürlichen Labilität der üblichen Flugzeugformen und läßt erkennen, wie ihre Vermeidung vor allem durch wirtschaftliche Erwägungen behindert wird. Die Formel für die Doppelwertszeit, die ein unmittelbares Maß der Labilität darstellt, besagt, wie diese fast ausschließlich vom Anstellwinkel der Tragfläche abhängt, und begründet so die Annäherung an die Indifferenz bei schnellen Flugzeugen und anderseits die Gefahr, durch »Überziehen« »abzurutschen«, d. h. bei allzu steilem Anstieg seitlich abzustürzen.

Der Ansatz der Bewegungsgleichungen liefert für stetigen Bewegungszustand die Gleichgewichtsbedingungen. Dabei zeigt sich die Möglichkeit, die Höhensteuerung allein durch Regelung der Motorleistung zu bewirken. Anderseits folgt für den Steuergebrauch aus den Gleichgewichtsbedingungen für gekrümmte Bahn die wechselseitige Ablösbarkeit von Seitensteuer und Verwindung. Höhensteuer und Seitensteuer bedeuten also, wie die Erfahrung bei Verletzungen derselben bewiesen hat, lediglich eine Erhöhung der Manövrierfähigkeit und Sicherheit, jedoch kein unbedingtes Erfordernis für die Flugzeugführung.

Versuche über den Widerstand von Flugzeugen und den Schraubenzug im Fluge.

Von **A. Pröll** in Hannover.

Die Frage nach der Größe des Flugzeugwiderstandes bei horizontalem Fluge ist für die Entwicklung des Flugzeugbaues von größter Wichtigkeit. Denn bei dem beständigen Streben nach vergrößerter Geschwindigkeit und Transportleistung ist ein Fortschritt nur zu erzielen, durch Verringerung des schädlichen Widerstandes, zu welchem Zwecke wiederum besondere Formgebung, Wegfall entbehrlicher Streben und Verspannungen beziehungsweise deren Ersatz durch tragfähige Konstruktionen von geringem Widerstand erforderlich ist.

Nebenbei ist aber auch für die aerodynamische Forschung und für die Berechnung von Flugzeugen die Kenntnis des Widerstandes von größtem Wert.

Auf rechnerischem Wege hat man darum auch schon wiederholt versucht, die Größe W des gesamten Flugzeugwiderstandes oder seiner einzelnen Teile abzuschätzen und hat dafür eine Reihe brauchbarer Regeln aufgestellt. Insbesondere pflegt man den Widerstand aus 2 Teilen zusammenzusetzen, dem Widerstand W_t der Tragflächen (einschl. Streben und Spannkabeln) und dem Widerstand W_0 der nicht (oder nur unwesentlich) tragenden Teile, wie Rumpf, Motor, Fahrgestell, Steuerflächen usw.). Letzteren Widerstand, den man auch wohl als den »schädlichen« bezeichnet (im Gegensatz zu dem »nützlichen« W_t, weil dieser die notwendige Voraussetzung für den Auftrieb bildet), ersetzt man vielfach in den Rechnungen durch eine »gleichwertige« ebene quadratische Fläche f, welche senkrecht zum relativen Luftstrom gestellt, denselben Widerstand W_0 bieten würde.

Bezeichnet man weiter mit

ζ_0 den Widerstandskoeffizienten dieser gleichwertigen Fläche f
v die Fluggeschwindigkeit
γ das spezifische Gewicht der Luft
ζ_w den Widerstandskoeffizienten der Tragflächen und mit
F ihre Flächengröße

so gilt die Gleichung

$$W = W_t + W_0 = \frac{\gamma}{g}\zeta_w F v^2 + \frac{\gamma}{g}\zeta_0 f v^2 = \frac{\gamma}{g} F v^2 \left(\zeta_w + \zeta_0 \frac{f}{F}\right) \quad (1)$$

Die Feststellung der Koeffizienten ζ_w und ζ_0 sowie der Fläche f bildet die Hauptschwierigkeit für die rechnerische Bestimmung des Widerstandes. Meistens werden dazu die Ergebnisse von Modellversuchen zugrunde gelegt, die entweder mit Tragflächenprofilen allein vorgenommen werden (in welchem Falle f geschätzt und $\zeta_0 \sim 0{,}62$ angenommen wird) oder mit ganzen Flugzeugmodellen (Eiffel[1]).

Aber diese Schätzungen sind naturgemäß ziemlich unsicher, auch ist die Berechnung aus den Widerständen des ganzen Flugzeugmodelles deswegen nicht einwandfrei durchzuführen, weil die Widerstandsverhältnisse von Spanndrähten u. dgl., die ziemlich ins Gewicht fallen, sich nicht ohne weiteres den Modellregeln einfügen lassen. Außerdem ist noch die Größe des schädlichen Widerstandes recht bedeutend und erreicht einen ziemlich hohen Prozentsatz des Gesamtwiderstandes. Es ist darum auch immer wieder versucht worden, den Widerstand von Flugzeugen auf dem Versuchswege zu bestimmen. Direkte Messungen solcher Art sind wohl zuerst von Bendemann[2]) durchgeführt worden, indem leichte Flugzeuge älterer Bauart in schwebendem Zustand an Masten und Gerüsten verankert wurden, wobei im natürlichen Winde Widerstand und Auftrieb beobachtet werden konnten. Bei der Schwierigkeit, solche Versuche bei den für den modernen Flugbetrieb üblichen hohen Geschwindigkeiten und mit den schweren neueren Flugzeugen anzustellen, scheint dieser Weg jetzt zum mindesten sehr kostspielig zu sein.

Aus Beobachtungen bei »reinen« Gleitflügen kann dagegen für die dabei in Betracht kommenden Verhältnisse, aber auch nur für diese, der Widerstand ganz gut abgeleitet werden.

Da nun weiter auch im Beharrungszustand bei ruhiger Luft der Flugzeugwiderstand gleich der antreibenden Kraft (Zug des Propellers) ist, so kann man versucht sein, statt den Widerstand direkt zu messen, diesen Propellerzug aus den bekannten Schraubenabmessungen, sowie der Fahrgeschwindigkeit und der Motordrehzahl zu berechnen. Es bestehen eine Reihe von ganz oder teilweise theoretisch, teilweise empirisch aufgestellten Schraubenzugformeln, die zur Lösung dieser Aufgabe geeignet wären[3]) und die meist nur zwei von den Schraubenabmessungen abhängige Konstanten enthalten.

Indessen ist eine vorherige rechnerische Bestimmung dieser konstanten Größen in den seltensten Fällen erfolgreich durchführbar, da am fertigen Flugzeug verschiedene Einflüsse störend auf die Wirkung der Luftschrauben einwirken, besonders bei den jetzt fast durchwegs ausgeführten Typen mit vorneliegender Zugschraube (im Gegensatz zum Farmantyp und zu Flugbooten usw.).

Es ist deshalb von Interesse, Methoden zur experimentellen Bestimmung dieser Größen und insbesondere zur Ermittelung des Schraubenzuges kennen zu lernen.

An solchen Versuchen bei ausgeführten Flugzeugen fehlt es nicht, und zwar ist entweder der Schraubenzug im Fluge direkt gemessen worden (Dorand in Frankreich) oder es ist aus Geschwindigkeits- und Neigungsmessungen im ansteigenden und im Gleitflug dieser Widerstand und damit auch der Propellerzug errechnet worden (Hoff, Ferber usw.)[4]).

---

[1]) Eiffel, Der Luftwiderstand und der Flug.

[2]) Bendemann, Der heutige Stand der Flugtechnik in Theorie und Praxis. Z. El. V. J. 1910 Seite 895.

[3]) Zusammenstellungen solcher Formeln finden sich unter andern in dem Buche von A. Sée, Les lois expérimentales de l'Aviation (Paris 1911). Vergl. auch Moedebecks Taschenbuch, Abschnitt Luftschrauben.

[4]) Hoff, Versuche an Doppeldeckern etc. (Luftfahrt und Wissenschaft, Heft 6).

Versuche der letztgenannten Art sind es, die in dem nachfolgenden Aufsatze beschrieben werden sollen.

Von den als Grundlage dieser Versuche dienenden Schraubenformeln wollen wir zwei der wichtigsten verwenden und ihre Ergebnisse vergleichen.

Ist v die Fluggeschwindigkeit (in kmh), n die Schraubendrehzahl in einer Minute, so lautet die erste[1])

$$\text{Schraubenzug } P = A\,n^2 - B\,n\,v = A\,n^2\left[1 - \left(\frac{B}{A}\right)\left(\frac{v}{n}\right)\right] =$$
$$= A\,n^2\left(1 - C\,\frac{v}{n}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

die andere dagegen[2])

$$P = A'n^2 - B'v^2 = A'n^2\left[1 - \frac{B'}{A'}\left(\frac{v}{n}\right)^2\right] =$$
$$= A'n^2\left[1 - C'\left(\frac{v}{n}\right)^2\right] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Für beide Formeln lassen sich theoretische und experimentelle Begründungen angeben; daß aber beide brauchbar sein können, trotz ihrer Verschiedenheit, ergibt sich aus dem Umstande, daß beide eben Näherungsformeln sind, die stets nur einen Teil des Verlaufes der Schraubenzuglinien darstellen.

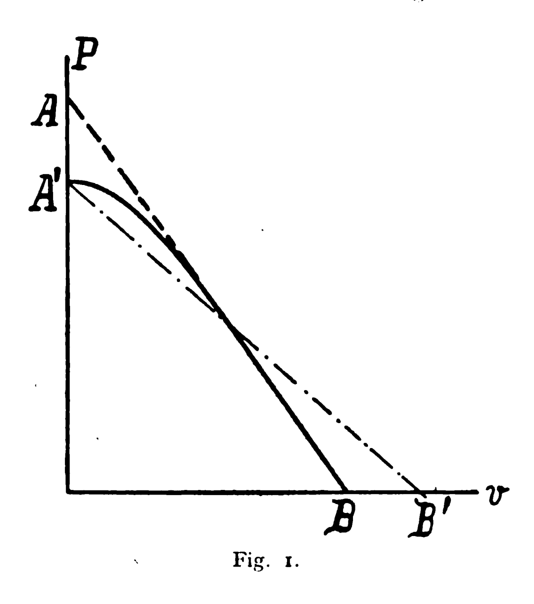


Fig. 1.

Nimmt man nämlich eine bestimmte konstante Drehzahl $n = n_1$ an, so ergibt Formel (2) als Schubkurve eine abfallende Gerade AB (Fig. 1), in der

$$OA = P_0 = A\,n^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

den Zug der Schraube am festen Stand darstellt, während die sogenannte »Grenz«- oder ideelle Marsch-Geschwindigkeit

$$OB = v_0 = \frac{A}{B}\,n_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

diejenige ist, für welche der Schub verschwindet, die Schraube also weder Zug noch Widerstand ausübt und gewissermaßen »luftdurchsichtig« wird.

Experimentell aufgenommene Schubkurven bestätigen[3]) nun in der Tat einen solchen linearen Verlauf der Schraubenzugkurve in der Nähe der v Achse und zwar auch auf der negativen Seite (also für den Widerstand der Schraube bei größerer als der Grenzgeschwindigkeit!), während in der Nähe der P-Achse eine merkliche Verringerung des Schubes eintritt (eine Folge des Verlaufes der Profilauftriebskurven bei den dort herrschenden großen Anstellwinkeln.)

[1]) Vergleiche Moedebecks Taschenbuch, siehe auch Sée (a. a. O.) Formel von Arnoux

[2]) Formel von Riabouchinski (Fascicule II, de l'Institut Aérodynamique de Koutchino) — Sée hält auf Grund theoretischer Erwägungen und der Versuche von Riabouchinski diese Formel für die allein richtige.

[3]) Fuhrmann, Zeitschr. f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt. Riabouchinski a. a. O.

In Wirklichkeit ist daher die Zugkraft am Stande nicht

$$P_0 = A\,n^2 \text{ sondern } P_0 = A'\,n^2,$$

wobei

$$A' < A \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

ist.

Würde man daher aus einem einfachen Zugversuch am Stande die Konstante A für die Formel (2) berechnen wollen, so erhielte man unrichtige Schubkräfte für den Flug, da diese dann nach der Geraden $A'B'$ abfallen würden. Insbesondere im »negativen« Gebiete unterhalb der v-Achse würde sich dieser Fehler stark bemerkbar machen. Diese Erkenntnis ist besonders für die Untersuchung von Gleitflügen mit »bremsender« Schraube wichtig.

Die Formel (3) berücksichtigt dementgegen diesen Umstand, indem sie für $n = n^1 =$ konst. auf einen parabolischen Verlauf von P führt

$$P = A'\,n_1^2\left[1 - \left(\frac{B'}{A'\,n_1^2}\right)v^2\right] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

In der Nähe von P_0 ($v = 0$) gibt diese Formel die Schübe besser wieder, während in der Nähe von $P = 0$, die erstere (mit der Konstanten $A > A'$) den Vorzug verdient.

Es hat nun keinen Zweck, nach einer passenden Kombination beider Formeln zu suchen, da dadurch ihr Hauptvorzug, die Einfachheit, verloren ginge. Außerdem ist die Genauigkeit beider Formeln eine genügend große, wenn man erst einmal festgestellt hat, in welchem Gebiete die fraglichen Schraubenwerte liegen und danach die eine oder die andere Formel ausgewählt hat. Das weiterhin behandelte Beispiel wird dies erkennen lassen.

Zu bemerken ist noch einiges über die Konstante B $\left(\text{beziehungsweise } C = \frac{B}{A}\right)$. C ist theoretisch leicht aus der Beziehung abzuleiten

$$C = \frac{B}{A} = \frac{60}{H_{eff}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

wenn die Geschwindigkeit in m/Sek. gemessen wird oder

$$C = \frac{60}{3{,}6\,H_{eff}} = \frac{1}{0{,}06\,H_{eff}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8a)$$

bei Angabe von v in kmh.

Hierin ist H_{eff} die effektive Steigung der Schraube, also nicht die gemessene Konstruktionssteigung der Druckseite, sondern sie besitzt einen um ca. $1/5$ des Durchmessers höheren Wert.[1]).

[1]) Es folgt dies aus dem Umstande, daß gewölbte Profile, als welche die Schraubenprofile angesehen werden müssen, auch beim »theoretischen« Anstellwinkel 0° noch einen erheblichen Auftrieb erfahren. Die Schraube übt daher auch dann noch einen gewissen Zug aus, wenn ihr Anstellwinkel α verschwindet.

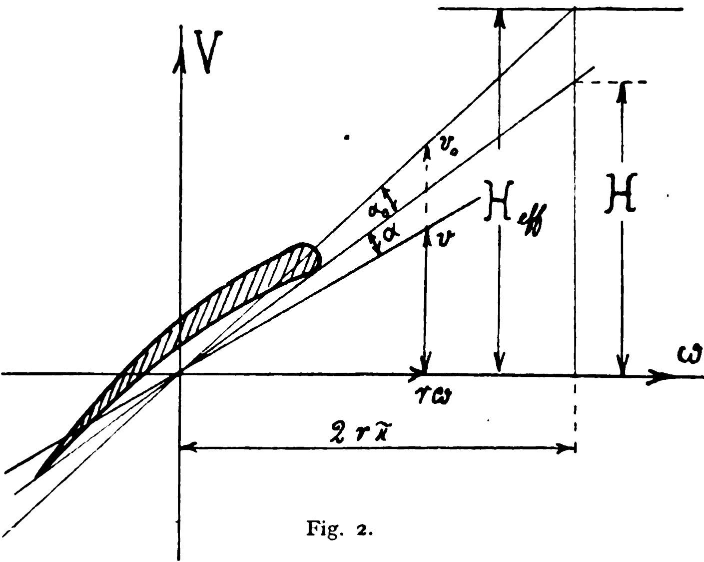


Fig. 2.

Es ist nun $\alpha = \text{arctg}\left(\frac{H}{2\,r\,\pi}\right)$ mit der gemessenen (Konstruktions-) Steigung H. Der Zug verschwindet — entsprechend den

Auch die Größe A könnte bei fehlenden Zugversuchen aus den Abmessungen der Schraube berechnet werden (Beispiele, bei denen die Rechnung tatsächlich mit dem Versuch übereinstimmt, finden sich in dem bekannten Buche von Bejeuhr, Luftschrauben S. 72).

Aus den obengenannten Gründen wollen wir jedoch A und B lediglich aus Versuchen ermittelt denken.

Eine jede der Formeln (2) oder (7) gibt gewissermaßen das theoretische Gerippe, in das die empirischen Konstanten A und B eingetragen werden.

Der Vorgang hierbei ist nun der folgende:

Am leichtesten ist A' im Gebiete der P-Achse für die Formel zu bestimmen durch eine Zugprobe am festen Pfahl bei wachsenden und hernach wieder abnehmenden Drehzahlen. Man erhält eine Reihe von Punkten für eine Zugkraftparabel

$$Z_0 = A' n^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (10)$$

kus der durch Ausgleich der Wert von A' bestimmt werden aann.

Erheblich schwieriger ist die experimentelle Bestimmung von B (bzw. B'), welche für einen gegebenen Propeller natürlich am genauesten und besten im Luftkanal eines großen Laboratoriums erfolgen kann; in Ermangelung eines solchen gelangt man, wenn auch mit wesentlich größerer Unsicherheit, in der folgenden Weise zu brauchbaren Ergebnissen:

Man bringt das Flugzeug aus größerer Höhe in einen möglichst gleichmäßigen Gleitflug, bei dem die Drehzahl der Schraube bei abgestelltem Gas so niedrig bemessen wird, daß sie auf keinen Fall mehr antreibend wirken kann.

Am sichersten wäre es, die Magnetzündung dabei ganz abzustellen, so daß die Schraube sich nur gewissermaßen als Windrad dreht, wobei zur Verminderung des Widerstandes durch einen Entlüftungshebel die Kompression in den Zylinder ausgeschaltet werden kann. Bei einer Gleitgeschwindigkeit von ca. 80 bis 100 kmh und einer Drehzahl der Schraube von 400 bis 500 Umdrehungen pro Minute kann die Schraube als neutral, d. h. weder antreibend noch bremsend angenommen werden. Wichtig ist es, daß der Gleitflug sich durch längere Zeit — mindestens 3 Minuten — hindurch gleichbleibend eingestellt hat, es ist dazu natürlich ruhiges Wetter und große verfügbare Höhe erforderlich. Dann mißt man die Fallgeschwindigkeit (mit Variometer oder auch Barometer und Stoppuhr oder Barograph, die Fluggeschwindigkeit am Anemometer oder einem ähnlichen Geschwindigkeitsmesser) und ermittelt daraus die Bahnneigung, sowie die Schwerkraftkomponente, welche in diesem Falle den Vortrieb und die Überwindung des Widerstandes besorgt.

Daraus ergibt sich der Widerstand W bei der betreffenden Gleitgeschwindigkeit v. Man fliegt sodann horizontal unter Einhaltung der gleichen Fluggeschwindigkeit v und notiert die entsprechende Drehzahl n der Schraube, oder, was meistens leichter durchzuführen ist: man läßt das Flugzeug mit dem gleichen Anstellwinkel wie beim Gleiten ansteigen, wobei der Motor dann gewöhnlich mit Vollgas betrieben wird und die Steigkomponente der Schwerkraft mit von dem Propellerzug überwunden werden muß.

Profilauftriebskurven erst bei einem negativen Winkel $\alpha = -\alpha_0$, und es ist somit die effektive Steigung, wie aus Fig. 2 zu ersehen ist

$$H_{eff} = 2\,r\,\pi\,\mathrm{tg}\left[\alpha_0 + \mathrm{arctg}\left(\frac{H}{2\,r\,\pi}\right)\right] = \frac{2\,r\,\pi\,\mathrm{tg}\,\alpha_0 + H}{1 - \dfrac{H}{2\,r\,\pi}\,\mathrm{tg}\,\alpha_0}.$$

Mit einer mittleren Annahme des kleinen Winkels $\alpha_0 \sim 4^0$ darf dafür geschrieben werden

$$H_{eff} \sim H + 0{,}4\,r + 0{,}004\,H + \frac{H^2}{90\,r} \quad . \; . \; . \; . \quad (9)$$

H_{eff} ist somit veränderlich mit r. Zu einer Mittelwertsbildung für den ganzen Flügel könnte man nur gelangen, wenn die genauen Konstruktionszeichnungen vorliegen. In erster Annäherung genügt es aber $r = \frac{D}{2}$ zu setzen und dafür die weiteren Glieder zu vernachlässigen, womit dann

$$H_{eff} \sim H + 0{,}2\,D \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (9a).$$

wird. Es ist aber ausdrücklich zu betonen, daß es sich dabei nur um eine Abschätzung handelt, die in einzelnen Fällen auch merklich falsch sein kann. An einem Beispiel wird später eine Anwendung dieser Beziehung gemacht werden.

Es wird allerdings nicht immer möglich sein, für das Gleiten und den Horizontalflug oder das Steigen immer die gleichen Bedingungen bezüglich Geschwindigkeit und Anstellwinkel zu erhalten. Wie dann eine Berichtigung durchzuführen ist, wird noch an einem Beispiel gezeigt werden.

Eine Bemerkung über die Wahl und Bezeichnung der eingeführten Winkel ist hier am Platze. Wie schon aus den Untersuchungen Dr. Hoffs'[1]) bekannt ist, kann der Anstellwinkel α der Tragflächen, der den Winkel zwischen Wölbungssehne der Tragfläche und der relativen Windrichtung darstellt, nicht unmittelbar aus der Neigung der Propellerachse gemessen und angegeben werden, es muß vielmehr mit einer Abweichung der Propellerachse von der Fortbewegungsrichtung des Flugzeuges (»Durchhängen« des Rumpfes) sowie mit einer Ablenkung des relativen Luftstromes vor den Tragflächen gerechnet werden.

Demgemäß haben wir die durch Fig. 3 dargestellten Verhältnisse zu beachten. Die Bezeichnungen dabei sind

ϱ Ansteigwinkel des Flugzeuges.
χ »Einstellwinkel« der Tragflächensehne zur Propellerachse (durch die Einstellmaße festgesetzt)
β Winkel zwischen Horizontalen und Propellerachse.
$\beta - \varrho = \delta$ »Hängen« der Rumpf-(Propeller-)achse
ε Winkel zwischen Horizont und relativer Windströmung (positiv, wenn ein Aufdrehen des Windes vor den Tragflächen erfolgt).
α Anstellwinkel der Tragflächen.

Es ist nun

$$\alpha = \chi + \delta + \varepsilon = \beta + \chi - \varrho + \varepsilon \quad . \; . \; . \quad (11)$$

Der Ansteigwinkel ϱ wird bei den folgenden Versuchen gemessen aus der Fluggeschwindigkeit (mit Anemometer ermittelt) und der Steig- oder Fallgeschwindigkeit (Variometer, Barograph oder Höhenstoppung), der Winkel β der Propellerachse zur Horizontalen wurde durch Libellenneigungsmesser angegeben. In allen Fällen wurde durchaus Beharrungszustand angestrebt (konstantes gleichmäßiges Steigen und Gleiten an windstillen Tagen ohne nennenswerte Böen) Der Ablenkungswinkel ε konnte bei den Versuchen nicht gemessen werden; es war dies indes nicht von wesentlichem Belang, da getrachtet wurde, für Steig- und Gleitflüge möglichst gleiche Winkelverhältnisse zu bekommen, wobei dann der Winkel nicht mehr in Betracht kommt. Bei den Versuchen von Hoff konnte ε übrigens als merklich konstant zu etwa $1\frac{1}{2}^0$ angenommen werden[2]).

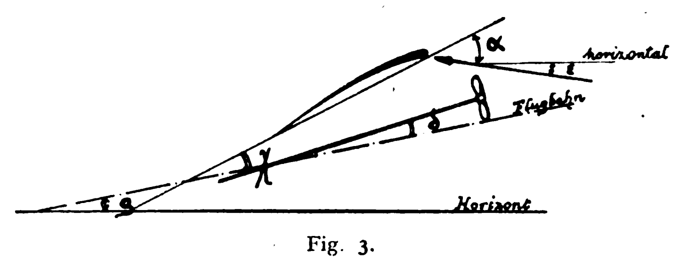


Fig. 3.

Durch die Versuche sei nun festgestellt worden:

	Gewicht des Flugzeuges	G
a) im Gleiten:	Drehzahl	n_g
	Fluggeschwindigkeit	v_g
	Bahnneigung	ϱ_g
	Hängen des Rumpfes	δ_g
b) im Steigen:	Drehzahl	n_s
	Fluggeschwindigkeit	v_s
	Bahnneigung	ϱ_s
	Hängen des Rumpfes	δ_s

[1]) Dr. Hoff, Versuche an Doppeldeckern zur Bestimmung ihrer Eigengeschwindigkeit und Flugwinkel. (Luftfahrt und Wissenschaft. Heft 6).

[2]) Hoff hat hier eine etwas andere Bezeichnung eingeführt, β_m für ε, $\imath$ für α.

Dann ist der reine Widerstand zur Fortbewegung beim Gleiten mit v_g

$$G \sin \varrho_g + A\, n_g^2 \left(1 - C \frac{v_g}{n_g}\right) \cos \delta_g.$$

Die Zugkraft P_s beim Steigen mit nahezu der gleichen Geschwindigkeit $v_s \sim v_g$ muß dafür außer dem Widerstande bei der Geschwindigkeit v_g noch die Schwerkraftskomponente zum Anstieg decken. Es ist also

$$P_s \cos \delta_s = A\, n_s^2 \left(1 - C \frac{v_s}{n_s}\right) \cos \delta_s = G \sin \varrho_s + W = G \sin \varrho_s$$
$$+ \left[G \sin \varrho_g + A\, n_g^2 \left(1 - C \frac{v_g}{n_g}\right) \cos \delta_g\right] \left[\varphi \left(\frac{v_s,\, a_s}{v_g,\, a_g}\right)\right] \quad (12)$$

Durch den Zusatzfaktor

$$\varphi \left(\frac{v_s,\, a_s}{v_g,\, a_g}\right)$$

wird dabei der Einfluß etwa verschiedener Geschwindigkeiten v_s, v_g und Anstellwinkel a_s, a_g berücksichtigt. Da die Art dieses Einflusses von vornherein nicht festliegt, ist es zweckmäßig, für Steigen und Gleiten möglichst dieselben Bedingungen (Gleiche Geschwindigkeit, gleiche Anstellwinkel) zu wählen. Ist dies nicht erreichbar, so kann man bei nicht zu großen Unterschieden der genannten Größen angenähert setzen

$$\varphi \left(\frac{v_s,\, a_s}{v_g,\, a_g}\right) \sim = \frac{v_s^2\, a_s}{v_g^2\, a_g} \quad \ldots\ldots \quad (13)$$

Für die beabsichtigte Ermittelung der Konstanten A und C reicht aber Gl. (12) nicht aus, es muß mindestens noch aus einem zweiten Steig- und Gleitversuch mit anderen Geschwindigkeiten und Drehzahlen eine weitere Gleichung dieser Form aufgestellt werden.

Zur Ermittelung der Schraubenzugformel sind daher mindestens zwei Steig- und Gleitversuche unter möglichst verschiedenen Betriebsverhältnissen erforderlich, von denen aber je ein Anstieg und Gleitflug unter möglichst gleichen Bedingungen bezüglich Geschwindigkeit und Anstellwinkel erfolgen soll.

Sind nur die Daten eines Anstiegs und Gleitfluges vorhanden, so kann man sich durch schätzungsweise Annahme von A helfen; A ist, wie wir sahen, stets etwas größer als die Konstante A' der Zugparabel für den Standversuch, die jederzeit leicht ermittelt werden kann. Oder man legt sogleich als zweite Gleichung zwischen A und C die Formel (8) unter Einführung der effektiven Steigung nach Gl. (9) zugrunde.

Endlich läßt sich noch durch Berechnung der Propellernutzleistungen, Vergleich mit den Motorleistungen (aus den Motorbremsprotokollen) und Aufstellung der Wirkungsgradkurven durch gegenseitiges Ausgleichen dieser und der Widerstandskurven viel erreichen; schließlich erhält man dann A und B mit einiger Zuverlässigkeit.

Das ganze Verfahren soll nun an einem

Beispiel

gezeigt werden, welches anderweitig ausgeführten Versuchen mit einem modernen Doppeldecker entnommen ist.

Das Flugzeug hatte Flächen besonderer Bauart für kleinen Widerstand. Die Flächengröße betrug $F = 36\ \text{m}^2$ und das Gewicht des vollständig bemannten mit Betriebsstoffen versehenen Flugzeugs betrug bei den Versuchen $G = 1200$ kg. Die Flächenbelastung war somit $33\frac{1}{3}$ kg/m². Der Motor ergab eine wirkliche Leistung von 204 PS bei 1400 Umdrehungen im Vollgasbetriebe. Seine Bremskurve war bekannt. Der (mittlere) Einstellwinkel der Tragflächen betrug $\chi = 4^0$. Als Luftschraube kam ein Integralpropeller von 280 cm Durchmesser bei 210 cm Steigung und 21 cm Blattbreite zur Verwendung.

I. Gleitversuch.

Es wurde gemessen:

Drehzahl der Schraube	450
Sinkgeschwindigkeit	3,05 m/s
Fluggeschwindigkeit v = 101 kmh . . .	28,0 m/s
Flugbahnneigung	$6\frac{1}{4}$ °
Rumpfneigung	$3\frac{1}{2}$ °
»Hängen« des Rumpfes	$2\frac{3}{4}$ °
wahrer Anstellwinkel	$6\frac{3}{4}$ °

II. Steigversuch.

Es wurde gemessen:

Drehzahl der Schraube	1295
Steiggeschwindigkeit	3,0 m/s
Fluggeschwindigkeit v = 99 kmh . . .	27,5 m/s
Flugbahnneigung	$6\frac{1}{4}$ °
Rumpfneigung	~ 9 °
»Hängen« des Rumpfes	$2\frac{3}{4}$ °
wahrer Anstellwinkel	$6\frac{3}{4}$ °

III. Zugversuch am Stande.

An einer Zuwage wurden nach Abzug der Vorspannung des Dynamometers von 20 kg die folgenden Werte ermittelt:

Zahlentafel I.

Drehzahl	Zug P_s	$10^4\, A' = \frac{P_s}{n^2} \cdot 10^4$
500	62,5	2,5
600	88	2,45
700	120	2,45
800	160	2,5
900	200	2,47
1000	243	2,43
1100	295	2,44
1200	350	2,43
1300	415	2,45
1320	425	2,45

Als mittleren Wert für A' findet man daraus

$$A' = \frac{2{,}45}{10^4}.$$

I. Berechnung nach der Formel $P = A' n^2 \left(1 - C' \frac{v^2}{n^2}\right)$

Wir versuchen zunächst probeweise die Formel (3) bzw. (7) für unser Beispiel anzuwenden und setzen den gefundenen Wert von A ein. Dann ergibt sich für das Steigen die Zugkraft

$$P_s = \frac{2{,}45}{10^4} \cdot 1295^2 \left[1 - C' \left(\frac{99}{1295}\right)^2\right] = 411\,(1 - 0{,}00582\, C').$$

Im Gleiten dagegen erhalten wir

$$P_{gl} = \frac{2{,}45}{10^4} \cdot 450^2 \left[1 - C' \left(\frac{101}{450}\right)^2\right] = 49{,}5\,(1 - 0{,}0505\, C').$$

Nun setzen wir für C' probeweise verschiedene Werte ein, indem wir H_{eff} verschieden wählen. Mit den beiden zuletzt aufgestellten Formeln findet man dann die in der Zahlentafel II (Spalte 3 und 4) angegebenen Schraubenzugkräfte im Steigen und Gleiten.

Zahlentafel II.

1 Annahme für H_{eff}	2 C	3 P_s	4 P_g	5 Widerstand im Gleiten $131 + P_{gl}$	6 Zugkraft i. Steigen $131 + \left(\frac{99}{101}\right)^2 \cdot (131 + P_{gl})$
2,5	44,4	304	− 57	74	205
2,7	38	319	−45,5	85,5	216,5
3,05	30	338	−22,2	108,8	239,8

Anderseits berechnet sich die Zugkraft für das Ansteigen daraus, daß erstens die Schwerkraftkomponente überwunden werden muß, diese ist aber 1200 sin $6^1/_4{}^0$ =

131 kg und sodann der Flugzeugwiderstand bei 99 kmh Fluggeschwindigkeit. Der letztere ist aber auch aus dem Gleitversuch bei der nahezu gleichen Fluggeschwindigkeit 101 kmh und gleichem Anstellwinkel zu ermitteln. Er ergibt sich ebenfalls aus der Schwerkraftkomponente $1200 \sin 6\frac{1}{4} = 131$ kg, vermehrt um die hier stets negative Schraubenzugkraft (Schraubenwiderstand), wobei noch die etwas verschiedene Geschwindigkeit durch den Korrektionsfaktor $\left(\frac{99}{101}\right)^2 = 0{,}96$ unter der zulässigen Annahme des quadratischen Widerstandsgesetzes berücksichtigt wurde. Wir erhalten also als neue Beziehung:

$$\text{Zugkraft im Steigen} = 1200 \sin 6^1/_4 + 0{,}06\,(1200 \sin 6^1/_4{}^0 + P_{gl})$$
$$= 131 + 0{,}96\,(131 + P_{gl}).$$

und diese Formel ist in Spalte 6 der Zahlentafel II ausgewertet.

Der danach ersichtliche Vergleich der Zugkräfte im Steigen in den Spalten 3 und 6 zeigt deutlich deren vollständige Unstimmigkeit und beweist damit, daß die Formel (3) hier nicht angewendet werden kann.[1] Der Grund dafür liegt natürlich darin, daß der Bereich der Geschwindigkeit mehr in die Nähe der v-Achse fällt. (Fig. 1.)

II. Berechnung nach Formel $P = A n^2 \left(1 - C \frac{v}{n}\right)$.

Wir verwenden nun in gleicher Weise die Schraubenzugformel (1) in der Form

$$P = A n^2 \left(1 - C \frac{v}{n}\right) = A n^2 - B n v$$

und versuchen, die noch unbekannten Konstanten A und C aus Gl. (12) unter Hinzufügung weiterer Annahmen zu bestimmen, da ein zweiter Gleit- und Steigversuch nicht vorliegt[2].

Durch Einsetzen der Werte mit Rücksicht auf die Beziehung (12) bekommt man

$$\overline{1295}^2 A \left(1 - C \frac{99}{1295}\right) \cos 2^3/_4{}^0 = 1200 \sin 6^1/_4 +$$
$$+ \left\{1200 \sin 6^1/_4{}^0 + \left[\overline{450}^2 A \left(1 - C \frac{101}{450}\right)\right] \cos 2^3/_4\right\} \left(\frac{99}{101}\right)^2$$

oder zusammengefaßt mit $\cos 2^3/_4{}^0 \backsim 1$

$$257 + 85000\, AC = 1483000\, A \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

oder

$$257 = 1483000\, A - 85000\, B.$$

[1]) Durch Gleichsetzen der Widerstandswerte für Steigen und Gleiten mit Rücksicht auf die wenig verschiedene Geschwindigkeit gelangt man natürlich auf eine Bestimmungsgleichung für C': $411 - 2{,}4\, C = 304{,}2 - 2{,}342\, C'$. Die Dezimalstellen sind aber sehr unsicher, und wegen der sehr geringen Differenz der Koeffizienten von C' wird dessen Wert anderseits sehr empfindlich von ihnen beeinflußt.

Als erste Annahme wollen wir einmal $A = A'$ setzen, was, wie wir erkannt haben einen zu kleinen Wert von A (und dann auch von C) zur Folge hat, das andere Mal nehmen wir Formel (8) und (9) mit der effektiven Steigung des Propellers zu Hilfe. Es wird dann noch festzustellen sein, ob vielleicht diese beiden Annahmen obere und untere Grenzwerte für die wahre Größe von A und C darstellen.

1. Annahme $A \backsim A' = \frac{2{,}45}{10^4}$, damit wird dann aus Gleichung (14) $\quad C = 5{,}15,$

und die damit berechnete effektive Steigung $H_{eff} = \frac{1}{0{,}06\, C} = 3{,}24$ ist jedenfalls zu groß, was nach den Bemerkungen auf Seite 78 erklärlich ist, da ja die Formel (9) für das Bereich der P-Achse ($A = A'$) nicht mehr gilt.

2. Annahme. Die effektive Steigung ist nach Gl. (9

$$H_{eff} = 2{,}1 + \frac{2{,}8}{5} = 2{,}66 \text{ m.}$$

damit ergibt Formel (8a)

$$C = \frac{B}{A} = \frac{1}{0{,}06 \cdot 2{,}66} = 6{,}26$$

und für A findet man dann aus Gl. (14)

$$A = \frac{2{,}7}{10^4}.$$

Wir zeichnen nun die den beiden Annahmen entsprechenden Schraubenzuglinien (1) und (2) auf (Fig. 4) für die im Steigen und Gleiten festgestellten Drehzahlen 1295 und 450 und finden, daß diese sich unter flachen Winkeln schneiden, und daß in beiden Fällen im Fluge die erste Annahme die höheren Schraubenzugwerte liefert, während am Stande das umgekehrte der Fall ist.

Um nun zu erkennen, ob es sich hierbei vielleicht schon um obere und untere Grenzwerte handelt, zwischen denen die wahren Werte der Schraubenzugkräfte liegen, betrachten wir weiter eine Reihe von Geschwindigkeitsversuchen im Horizontalflug mit verschiedenen Drehzahlen, bei denen die folgenden zusammengehörigen Werte festgestellt wurden[3]).

Drehzahlen	1400	1300	1200	1100	1000 Umläufe i. d. Min.
Fluggeschwindigkeit	159	150	137,5	121,3	102 kmh.

Mit den beiden oben gemachten Annahmen sind nun die zugehörigen Schraubenzugkräfte berechnet und in der nachstehenden Zahlentafel III unter 1 und 2, sowie in Fig. 4 in Kurven eingetragen worden.

[3]) Die Geschwindigkeiten wurden durch Abstoppen längs einer genau bekannten Strecke und nebstbei zur Kontrolle durch ein Anemotachometer festgestellt.

[2]) Von einem Doppeldecker älterer Bauart liegen die Daten von einem Steigversuch und 2 Gleitflügen vor:

Versuch	Drehzahl	Fluggeschwindigkeit	Steig- und Sinkgeschwindigkeit	Neigung der Flugbahn ϱ	Neigung der Rumpfachse β	Durchhängen des Rumpfes δ	Wahrer Anstellwinkel α	Komponente der Schwerkraft
Steigen	1350	85 km/h = 23,6 m/s	2,35 m/s	$5^3/_4{}^0$	$+12^1/_2{}^0$	$+6^3/_4{}^0$	$\backsim 12^3/_4{}^0$	120 kg
I. Gleitflug	56c	82 » = 22,2 »	—2,67 »	$-6^3/_4{}^0$	$+3^0$	$+9^3/_4{}^0$	$\backsim 15^3/_4{}^0$	140 kg
II. Gleitflug	800	110 » = 30,6 »	—3,85 »	$-6^3/_4{}^0$	$-6^1/_2{}^0$	$+^1/_4{}^0$	$\backsim 4^1/_4{}^0$	140 kg

Bei diesen Versuchen, mußte wegen der starken Verschiedenheit der Anstellwinkel und der Lage des Flugzeuges zu seiner Bahn die Formel (13) zur Ergänzung der Gl. (12) herangezogen werden. Zur Ermittelung der Anstellwinkel wurde Gl. (11) benutzt, wobei für das Aufdrehen der relativen Windströmung ein kleiner Winkel ε eingeführt wurde. Für letzteren wurde mangels eigener Beobachtungen nach den Versuchen von Hoff als mittlerer Wert brauchbarer von $\varepsilon \backsim +2^0$ angenommen.

Es ergaben sich hier 2 Gleichungen von der Art wie Gl. (12), welche auf die Konstanten $A = \frac{2{,}70}{10^4}$ und $C = 7{,}75$ führen (entsprechend einer »effektiven« Steigung von 2,15 m der Luftschraube).

Am Stande ergab die Luftschraube dagegen eine Zugparabel mit $A' = \frac{2{,}10}{10^4} n^2$ und ihre effektive Steigung nach Gl. (9) war $H_{eff} = 2{,}41$ m bei einem Durchmesser von 2,8 m und einer Konstruktionssteigung von 1,85 m.

Selbstredend sind für eine einwandfreie Bestimmung der Koeffizienten A und C eine größere Zahl von Versuchen notwendig, aus denen die wahren Werte durch Ausgleichung festgestellt werden können. Die hier mitgeteilten Versuche verfügten dementgegen nur über das notwendige Mindestmaß von Daten.

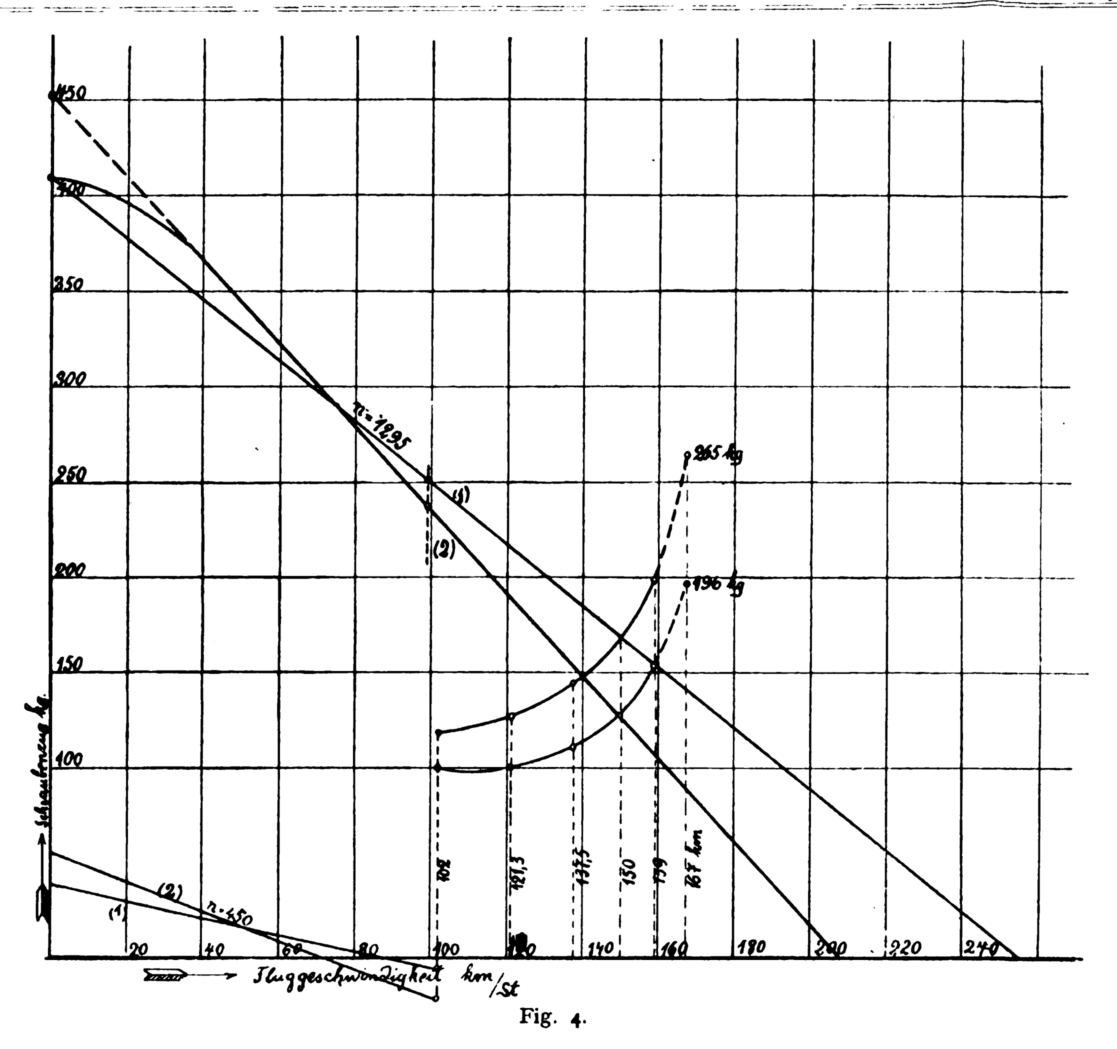


Fig. 4.

Zahlentafel III.

Drehzahl	Fluggeschwindigkeit	Schraubenzugkraft nach Annahme		Schraubenzugkräfte und Widerstände nach	
	kmh	1.	2.	Formel 20 3.	Formel 21 4.
1400	159	199	153	191	189
1300	150	168	127	163	168
1200	137,5	145	111	143,5	143,5
1100	121,3	128	101,0	124,5	123
1000	102	119	101,0	113	112

Bei der höchsten zulässigen Drehzahl $n = 1400$ gab der Motor beim Horizontalflug noch nicht die volle Leistung, sondern war noch gedrosselt worden, da die gewählte Schraube zu geringe Steigung für sehr große Geschwindigkeiten hatte. Mit einem anderen Propeller (270 cm Durchmesser, 230 cm Steigung) konnte dagegen im Vollgasbetriebe bei 1400 Umdrehungen eine Geschwindigkeit von 167 kmh = 46,5 m/s erreicht werden. Wenn nun vorausgesetzt werden darf, daß der Verlauf der Flugzeugwiderstandskurve auch mit der anderen Schraube nicht wesentlich verschieden sein wird, so läßt sich durch Extrapolieren aus den beiden gezeichneten Widerstandskurven für diese neue Geschwindigkeit ein Widerstand von 265 bzw. 196 kg schätzen.

Danach berechnen sich nun die notwendigen Nutzleistungen in den beiden Fällen zu 164 und 121,5 PS. Die Leistung des Motors betrug, wie schon erwähnt, bei 1400 Umdrehungen im Vollgasbetriebe 204 PS (nach den kurz vor den Flügen angestellten Bremsproben). In den beiden Fällen würde demnach ein Schraubenwirkungsgrad von 80% bzw. 59,5% zu verzeichnen sein[2]).

[1]) Auch für den ansteigenden Flug mit 1295 t/min lassen sich Leistung und Wirkungsgrad für beide Annahmen angeben. Mit den bei 99 kmh errechneten Zugkräften 249 bezw. 236 kg und bei der Motorleistung von 190 PS (Vollgasbetrieb) ergeben sich dafür die Nutzeffekte 48 % bezw. 45,5 %

Zweifellos gibt die erste Annahme viel zu hohe Wirkungsgrade und daher auch Widerstände, die zweite dagegen zu niedrige, da im allgemeinen bei normalen Verhältnissen im Horizontalfluge bei geringem Slip mit 68 bis 72% Wirkungsgrad gerechnet werden darf[1]). In der Tat würden wir es dann bei beiden Annahmen mit Grenzwerten zu tun haben, und die wirkliche Schraubenzugformel würde der unteren Grenze ziemlich nahe liegen müssen.

(Schluß folgt.)

Bestimmung des Trägheitsmomentes von Tropfenrohrprofilen.

Von Ingenieur Leo Kirste.

Die im Flugzeugbau verwendeten Stahlrohre mit tropfenförmigem Querschnitt werden meist auf Knickung beansprucht. Für die Festigkeitsrechnung ist es daher notwendig, das axiale Flächenträgheitsmoment des Profilquerschnittes um seine Symmetrieachse zu kennen.

Ist die Profilform geometrisch bestimmt, so läßt sich das Trägheitsmoment entweder auf rein mathematischem Wege durch Integration oder aber durch eine graphische Methode ermitteln. Der erstere Weg ist in den seltensten Fällen möglich, und auch der letztere ist ziemlich zeitraubend. Da überdies die ausgeführten Rohrprofile häufig Abweichungen in

[1]) Über die wirklich erreichten Wirkungsgrade von Luftschrauben im Fluge sind in der Literatur nur ganz selten Angaben zu finden, auch über die Abhängigkeit des η von der Fluggeschwindigkeit bezw. vom Slip sind Versuchsergebnisse kaum zu erhalten. Die ausführlichsten finden sich noch in der Arbeit von A. Soden-Fraunhofen: Untersuchungen an Luftschrauben am Stand und in Fahrt beim Luftschiffbau Zeppelin. (Jahrbuch der W. G. L. 1913/14).



der Breite um $\pm$ 1 mm aufweisen, was im Trägheitsmoment $\pm$ 10% ausmachen kann, ist es empfehlenswert, eine Näherungsformel von der Form $I = K \cdot b^3 \cdot \delta$ oder $I = K \cdot b^2 \cdot h \cdot \delta$ zu benutzen, in der I das Trägheitsmoment in cm⁴, b die größte Profilbreite (quer zur Flugrichtung) in cm, h die größte Profillänge (in der Flugrichtung) in cm und δ die Wandstärke, ebenfalls in cm, bedeutet. Der Beiwert K hängt vom Längenverhältnis und Völligkeitsgrad des Profiles ab und hat für die gebräuchlichen Profilformen in der ersten Gleichung ungefähr den Wert 0,6, in der zweiten den Wert 0,3.

Um nun genaue Werte für das Trägheitsmoment zu erhalten, die der wirklichen Ausführung entsprechen, ist es sehr vorteilhaft, die gesuchte Größe unmittelbar durch Schwingenlassen eines vom Profilrohr abgeschnittenen Ringes zu bestimmen.

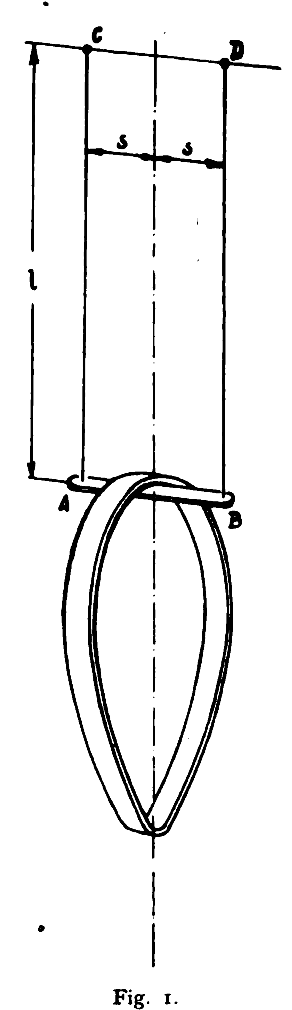


Fig. 1.

Hierzu wird ein Ring von etwa 4 bis 5 mm Höhe (die am ganzen Umfang genau die gleiche sein muß) unter Vermittelung eines kurzen Querstückes $A\,B$ an zwei Fäden $A\,C$ und $B\,D$ aufgehängt und dann in Schwingungen um seine Symmetrieachse versetzt. Bei einer Verdrehung aus der Ruhelage um einen kleinen Winkel φ erzeugen die beiden Fadenspannungen, deren jede gleich dem halben Gewicht des Ringes ist, ein rückdrehendes Moment.

$$2 \cdot \frac{G}{2} \cdot \frac{s \cdot \varphi}{l} \cdot s = \frac{G \cdot s^2 \cdot \varphi}{l}.$$

Die Bewegungsgleichung des Ringes ist daher:

$$\frac{d^2\varphi}{dt^2} = \frac{G \cdot s^2 \cdot \varphi}{l \cdot T},$$

wobei T das Massenträgheitsmoment um die Symmetrieachse bedeutet. Die Bewegungsgleichung eines physikalischen Pendels ist:

$$\frac{d^2\varphi}{dt^2} = \frac{G \cdot a \cdot \varphi}{T},$$

worin a der Abstand des Schwerpunktes vom Drehpunkt ist. Die beiden Gleichungen gehen ineinander über, wenn man

$$\frac{G \cdot s^2}{l\,T} \text{ für } \frac{G \cdot a}{T}$$

setzt, was auf die Integration keinen Einfluß hat. Da die Schwingungsdauer eines physikalischen Pendels

$$t = \pi \sqrt{\frac{T}{G \cdot a}}$$

ist, ergibt sich die des Ringes zu

$$t = \pi \sqrt{\frac{T \cdot l}{G \cdot s^2}},$$

woraus

$$T = \frac{t^2 \cdot G \cdot s^2}{\pi^2 \cdot l}.$$

Das Massenträgheitsmoment T läßt sich bei geringer Länge des Profilabschnittes angenähert durch das Flächenträgheitsmoment I, die Länge λ und die Dichte μ ausdrücken: $T = I \cdot \lambda \cdot \mu$; ebenso das Gewicht G durch den Querschnitt F, die Länge λ und das spezifische Gewicht $\mu \cdot g$: $G = F \cdot \lambda \cdot \mu \cdot g$. Durch Einsetzen dieser Werte erhält man

$$I = \frac{g \cdot t^2 \cdot F \cdot s^2}{\pi^2 \cdot l} \sim 100 \cdot \frac{t^2 \cdot F \cdot s^2}{l} \text{ (cm, sek.)}$$

Die Bestimmung des Querschnittes erfolgt am einfachsten nach der Formel $F = (U - 3{,}14\,\delta) \cdot \delta$, in der U den Außenumfang (durch einen herumgelegten Papierstreifen gemessen) und δ die Wandstärke bedeutet.

Beispiel: Profil 90 · 40 · 1,5,

$$U = 208\,\text{mm}, \quad F = 3{,}04\,\text{cm}^2;$$
$$s = 1\,\text{cm}, \quad l = 10\,\text{cm}, \quad t = 0{,}435\ \text{Sek.},$$
$$I = 100 \cdot 0{,}189 \cdot \frac{3{,}04 \cdot 1}{10} = 5{,}75\,\text{cm}^4.$$

Das englische Königliche Fliegerkorps.

Der Untersuchungsausschuß über Verwaltung und Führung des Königlichen Flieger-Korps (»R.F.C.«) hat am 17. November 1916 seinen Schlußbericht erstattet[1]). Er umfaßt 174 Paragraphen in etwa 20 eng gedruckten Spalten. Wir versuchen, das Wichtigste kurz wiederzugeben.

Vor dem Kriege besaß das R.F.C. 179 Flugzeuge, davon 66 außer Landes, vom Rest nur etwa 20 in kriegsbrauchbarem Zustand. Es ist seitdem mehr als 20fach vermehrt und wächst noch beständig. Jeder Flugzeugführer muß Offizier sein oder wird es bald. Hierauf wird seitens der Führung großer Wert gelegt. Nachwuchs ist stets reichlich vorhanden. Die Beobachter sind meist, aber nicht alle, aus den Armeeoffizieren entnommen.

Die wichtigsten Anklagen richten sich gegen die Ausrüstung des R.F.C. Diese Aufgabe wurde durch Armee-Befehl vom 28. August 1913 einem »Militär-Luft-Fahrt-Direktorat« übertragen mit General Henderson als Generaldirektor. Dieser ist auch Oberbefehlshaber des R.F.C. und bis heute in dieser Stellung. Das Direktorat ist also verantwortlich für

A. die Wirksamkeit des R.F.C. als Luftstreitkraft des Landheeres,
B. seine Ausstattung und deshalb
C. die Königliche Luftfahrzeug-Fabrik (»R.A.F.«), ferner
D. das Inspektions-Departement.

Die Königliche Luftfahrzeug-Fabrik (»R.A.F.«) ist besonders stark angegriffen worden. Über ihre innere Verwaltung hat eine besondere Untersuchung stattgefunden durch einen unabhängigen Ausschuß, in deren Folge der frühere Vorstand, ein Oberstleutnant, durch einen Ingenieur (Henry Fowler) ersetzt wurde. Die besonderen Anschuldigungen gegen die R.A.F. scheiden also hier aus. Die Anschuldigungen gegen die Führung des R.F.C. werden getrennt behandelt nach

1. Allgemeine Anschuldigungen.
2. Besondere Anschuldigungen.

[1]) Abgedruckt u. a. in The Aeroplane vom 27. Dez. 1916.

Allgemeine Anschuldigungen:

1. Mangel an Voraussicht in bezug auf Beschaffung brauchbarer Flugzeuge und Motoren.

Ungenügende Bereitschaft des R.F.C. vor dem Kriege ist unbestreitbar, aber dadurch entschuldigt, daß niemand die Bedürfnisse dieses Krieges voraussehen konnte.

Besonders wird über ungenügende Beschaffung von Motoren, auch im Verlauf des Krieges, geklagt. Dazu wird festgestellt: Bei Ausbruch des Krieges waren nur Motoren bis zu 80 PS verfügbar, bald darauf erschien der Canton-Unné (Salmson) von 140 PS und der 90 PS R.A.F.-Motor, ferner der 120 PS Beardmore, davon der 90 PS R.A.F. in bei weitem größter Anzahl. Später erhielt das R.F.C. den 100 PS Monosoupape und den 110 PS Le Rhône, diese in geringer Anzahl. Noch später den 110 PS-Clerget. Ganz neuerdings kam der 140 PS R.A.F. und der 160 PS Beardmore (ursprünglich als Austro-Daimler bekannt) und der 250 PS Rolls-Royce. Von diesen Hochleistungsmotoren sind bisher nur wenige geliefert; aber die Lieferungen steigen, und jetzt sind weitere Hochleistungsmotoren in Sicht. Tatsächlich hat das R.F.C. sich aber im wesentlichen mit Motoren nicht über 90 PS, zusammen mit wenigen etwas stärkeren begnügen müssen.

Dieser Zustand war offenbar unbefriedigend. Aber der Motorenwettbewerb im Frühjahr 1914 hatte unter 67 Motoren nur wenige über 125 PS hervorgebracht, und nur 9 bestanden die Prüfung. Den Preis gewann der 100 PS wassergekühlte Green-Motor. Nur ein Motor von 120 PS und kein stärkerer bestand die Prüfung. Die R.A.F. war vor dem Kriege mit der Konstruktion eines 200 PS wassergekühlten Motors beschäftigt, da General Henderson den Bedarf von Hochleistungsmaschinen voraussah. Auf seine Veranlassung wurde die R.A.F.-Konstruktion der Rolls-Royce-Gesellschaft und der Firma Napier zur Fortführung übergeben. Erstere lehnte ab und konstruierte unabhängig den 250 PS Roll-Royce-Motor. Die Napier-Gesellschaft bearbeitete die R.A.F.-Konstruktion weiter unter Mitwirkung der R.A.F. Daraus ist der jetzt in Prüfung befindliche 200 PS-R.A.F.-Motor hervorgegangen. Die Lieferung des Rolls-Royce-Motors hat sich ohne Schuld des Generals Henderson verzögert, ebenso, wohl infolge der gemeinsamen Arbeit, die Lieferung des R.A.F.-Napier-Motors.

Die Anschuldigung mangelnder Voraussicht ist demnach unbegründet.

2. Zu blindes Vertrauen auf die R.A.F. Es wird u. a. behauptet, der 200 PS-R.A.F.-Napier-Motor sei in großen Mengen bestellt worden, bevor er die Prüfung bestanden habe. Die Bestellung von besseren Motoren und von besseren Flugzeugen sei verzögert worden. Ferner alle besseren Motoren seien der R.A.F. vorbehalten und keiner der Privatfirmen zugeteilt worden.

Die angebliche Verzögerung betrifft den 110 PS-Clerget-, den 110-Le Rhône- und den Hispano-Suiza-Motor. Alle diese Maschinen sind als gut zugelassen und jetzt in beträchtlichen Mengen bestellt. Einige Verzögerungen haben stattgefunden. Die Verzögerungen in Flugzeugbestellungen betreffen das Bristol-Erkundungs-Flugzeug, den Nieuport- und den Sopwith 1½ Stieler. Ein Verschulden des R.F.C. ist nicht festzustellen.

(Anmerkung des »Aeroplane«: der 1½ Stieler war schon im Juni 1915 vorhanden, wurde aber erst am 20. Dezember 1915 bestellt und in Mengen erst spät in 1916, infolge der Agitation gegen die R.A.F.)

Betreffend den Hispano-Suiza-Motor verschleppten sich die Verhandlungen seit dem 3. November 1915. Aber damals war erst ein Typ von 150 PS vorhanden und der 200 PS noch in Entwickelung. Beim 110 PS-Le Rhône lag die Verzögerung in der Schwierigkeit der Herstellung. Frankreich brauchte die gesamten Lieferungen selbst. Vergleichsversuche zwischen 110 PS-Le Rhône und dem 110 PS Clerget dauerten längere Zeit. Aber es ist ein unnötiger Zeitverlust von etwa 12 Monaten entstanden, seitdem man den 110 PS-Le Rhône hätte haben können. Daß der 200 PS-R.A.F.-Napier-Motor in großen Mengen bestellt worden ist, bevor er sich bewährt hatte, ist Tatsache. Hier wird ein Mißgriff der Leitung zugestanden. Eine Benachteiligung der Privatfirmen wird bestritten. Verschiedene Firmen sind mit dem Bau von Versuchsmaschinen auf Regierungskosten betraut, daraus ist z. B. das De Havilland-Erkundungsflugzeug hervorgegangen. Verschiedene Firmen sind zum Bau von Hochleistungs-Flugzeugen veranlaßt worden, auch mit verschiedenen Typen des Green-Motors, aber alle bisher ohne Erfolg.

Die Vereinigung der Verantwortlichkeit für das R.F.C. als Kampftruppe zugleich mit dem Beschaffungsamt und der R.A.F. bietet für derartige Anklagen starke Angriffspunkte und bildet eine unhaltbare Stellung.

3. Der R.A.F. wird nachgesagt, daß sie gleichzeitig im Wettbewerb steht mit Privatfirmen und Richter ist über deren Erzeugnisse.

Dagegen wird festgestellt: Die R.A.F. hat nur Versuchsflugzeuge gebaut, ausgenommen einmal aushilfsweise 50 Stück Flugzeuge zur Unterstützung einer Privatfirma zur Erfüllung ihrer Aufträge.

Richtig ist nur: Die R.A.F. konstruiert Flugzeuge und Motoren; private Konstruktionen werden ihr vorgelegt und private Erzeugnisse von ihr geprüft; also nur in Frage der Konstruktion ist sie beides, Wettbewerber und Richter. Dabei werden jedoch nicht vollständige Zeichnungen, sondern nur kleine Pläne von den Privatfirmen der R.A.F. vorgelegt, und das hat zu dem Mißverständnis geführt. Indessen hat niemand vom Stabe der R.A.F. eine Stimme bei der Auswahl der Flugzeuge oder Motoren zur Bestellung. Die Entscheidung hat General Henderson, und er hat einen besonderen beratenden Stab, der ihm auf Grund vorgängiger Untersuchungen berichtet. Das Verfahren ist so, daß allgemeine Anordnungszeichnungen der Behörde des Generals Henderson vorgelegt und von technischen Offizieren geprüft werden, darunter ein erfahrener Flugzeugführer. Das Inspektions-Departement wird auch zu Rate gezogen. Mit allen diesen Beurteilungen werden die Zeichnungen schließlich dem General Henderson zur Entscheidung vorgelegt. Die Prüfung fertiger Flugzeuge findet in der Zentral-Flieger-Schule, durch deren Befehlshaber und seine Offiziere wie den Hauptinspekteur der Luftfahrzeuge statt. Flugzeuge von der R.A.F. werden in gleicher Weise erprobt. Motoren privater Konstruktion werden in der R.A.F. geprüft.

Diese Sachlage bedingt immerhin, daß bei aller Vermeidung direkten Einflusses der R.A.F. auf die Auswahl der zu bestellenden Flugzeuge und Motoren die meisten Berater des Generals Henderson dem Departement angehören, dem die R.A.F. untersteht. Solange das so bleibt, wird das bittere Gefühl der Industrie wegen ungleicher Behandlung ihrer Entwürfe und Erzeugnisse schwer zu beseitigen sein.

4. Die R.A.F. soll ein Undienst und kein Dienst für das R.F.C. gewesen sein, insofern sie nur unzulängliche Flugzeugkonstruktionen hervorgebracht habe.

Manche Fehlschläge sind unbestreitbar und bei Versuchen unvermeidbar. Viele Konstruktionen haben aber anerkannt Gutes geleistet. Der B.E.2c war ein großer Fortschritt. Der F.E. ist gut. Der B.E. ebenso. Hauptleistung der R.A.F. war aber der B.E.2c mit dem 90 PS-R.A.F.-Motor. Diese Vereinigung war in viel größerer Zahl in Gebrauch als irgendwelche andere. Zu jener Zeit kam als einziger Motor englischen Ursprungs daneben nur der Green-Motor in Betracht, zu dem bisher niemand ein befriedigendes Flugzeug gebaut hat. Es gab überhaupt kein Flugzeug mit innerer Stabilität aus privater Konstruktion. Der B.E.2c war kräftig, fliegerisch sehr gut, die Zeichnungen waren vollständig. Letzter Umstand ermöglichte es, viele ganz neue Fabriken zum Bau heranzuziehen, die es sonst nicht gekonnt hätten. In diesem stark umfochtenen Punkte ist das Urteil des leitenden Ingenieurs der Daimler-Gesellschaft (Berriman) treffend: Der R.A.F.-Motor und das B.E.2c-Flugzeug haben ihre Mängel, aber sie bilden eine Vereinigung, die ein Werkzeug geworden ist, das Flieger-Korps zu unschätzbaren Diensten in Frankreich zu befähigen.

Die Ankläger behaupten z. B., Flugzeuge mit Zugschrauben seien wertlos für Nachtflüge, und es sei unverantwortlich von den Behörden, Nachtflüge auf solchen zu gestatten. Dagegen ist festzustellen: alle 3 Luftschiffe, die in den Nächten vom 2. und 23. September und 1. Oktober in Flammen heruntergeholt wurden, sind durch Flieger auf B.E.2c-Maschinen mit R.A.F.-Motoren abgeschossen worden. Für Nachtflüge sind stabile Maschinen ein erstes Erfordernis, und gegenwärtig sind dazu nur der B.E.2c, ein Zugschraubenflugzeug, und der

F.E.2b, ein Druckschraubenflugzeug, im Gebrauch, beide von hoher Stabilität.

Die an Fabriken ausgegebenen Zeichnungen der B.E.2c sollen nachträglich in sehr vielen Einzelheiten geändert worden sein, was Verzögerungen und Irrungen verursacht habe. Das war zum Teil die Folge eigener Bedürfnisse, Ansichten und Einwände der Firmen, denen man die Anweisungen bis in alle Einzelheiten aufs genaueste geben wollte. Es wäre besser gewesen, ihnen freiere Hand zu lassen.

Die R.A.F. soll Privatfirmen entmutigt haben. Das ist auf unzureichenden Takt einiger untergeordneten Beamten zurückzuführen. Im ganzen hat die R.A.F. alles getan, den Firmen bestens zu helfen.

Die R.A.F. soll private Entwürfe zu eigenem Gebrauch kopiert haben. Das ist in einem bedauerlichen Fall tatsächlich festgestellt. Sobald die maßgebende Stelle davon erfahren, ist es sofort eingestellt, und die unberechtigten Zeichnungen sind vernichtet worden.

Flieger und Beobachter sollen ungenügend geschult worden sein. Bei dem gewaltigen Fliegerbedarf bei Anfang des Krieges mögen manche mit unzureichender Erfahrung ins Feld gesandt worden sein, das war unvermeidlich. Das R.F.C. ist deshalb nicht zu tadeln. Die jetzige Schulung ist vorzüglich. Nur fehlt es noch etwas an Lehrern und Schulflugzeugen; daher gibt es noch lange Wartelisten für angehende Führer. Alles mögliche ist geschehen, die Ausbildung zu beschleunigen.

Für Luftkämpfe gab es bis September 1915 keine Schule; Dann wurde eine kleine in Hithe errichtet. Es fehlte allerdings an Maschinengewehren, aber die Schule hätte früher und besser eingerichtet werden können. Das vielfache Versagen der M.-G. und das ungenaue Schießen hätte früher bekämpft werden müssen.

Private Fliegerschulen sind soweit als möglich ausgenutzt worden.

Die Beobachter-Ausbildung ist jetzt leidlich genügend, ausgenommen im M.-G.-Gebrauch und Luftkampf. Die Wichtigkeit der Beobachter kann nicht überschätzt werden. Seine Tätigkeit ist nach maßgebenden Urteilen schwieriger und nervenaufreibender als die des Flugzeugführers. Er muß allgemeine militärische Kenntnisse, artilleristische Sonderkenntnisse, Übung im Photographieren, Bombenwurf und M.-G.-Schießen vereinigen. Es fehlt an genügender Ermutigung durch Beförderungsaussichten, wenn er nicht Flugzeugführer wird. Deshalb gehen oft die besten Beobachter der Front verloren, um sich in der Heimat zum Führer ausbilden zu lassen. Das künftige Ideal sollte sein durch Beförderungsmöglichkeit ermutigt werden, Beobachter zu bleiben. (Anmerkung des »Aeroplanes«: Neuerdings sind Beobachter berechtigt, Abteilungsführer zu werden, ohne Flugzeugführer zu sein.)

5. Für die Heimatsverteidigung sollen verwirrte und unzureichende Maßnahmen getroffen worden sein. Das betrifft die Frage, ob Armee oder Marine für die Heimatsverteidigung verantwortlich wäre. Tatsächlich war bis Mitte Februar 1916 die Marine allein verantwortlich. Seitdem ist die Verantwortung geteilt. Die Marine ist verantwortlich, bis der Feind unsere Küsten erreicht. Dann ist die Armee verantwortlich. Selbstverständlich läßt ein Marineflieger von der Verfolgung nicht ab, wenn der Feind die Küstenlinie überfliegt, und umgekehrt.

Das R.F.C. ist nicht für die Fliegerabwehrgeschütze verantwortlich, ebenso wenig für die mit ihnen zusammen arbeitenden Scheinwerfer. Es hat jetzt aber eigene Scheinwerfer überall neben den eigenen Heimatsabwehrflugzeugen. Der Schutz von London steht unmittelbar unter dem Oberbefehlshaber für Heimatsverteidigung. In anderen Gebieten hat dieser nur die Oberaufsicht. Sie stehen unter besonderen Armee-Offizieren.

Bekanntlich sind Heimatsabwehrflugzeuge und Führer nicht auf jedem Flugplatz stationiert, sondern sie sind auf verschiedenen Hauptplätzen vereinigt nach einem wohlüberlegten Plan.

5. Verlust der Vorherrschaft in der Luft. Diese Anschulbetrifft einen Zeitraum von etwa 6 Monaten, beginnend Oktober 1915, als die deutschen Fokker-Maschinen auftraten. Bis dahin gab es praktisch kaum Luftkämpfe. Als die Fokkers kamen, erkannten wir zu langsam den Wechsel und hatten nicht rasch genug Mittel zum Schutz unserer Beobachtungsflugzeuge. Z.B. gab es in der ersten Hälfte des März 12 Todesfälle. Aber die deutschen Verluste während der fraglichen 6 Monate waren schwerer als unsere, obwohl es nach allen Angaben sicher ist, daß britische Flieger viel mehr über deutschen Linien wirkten, als deutsche über unseren. Der B.E.2c war unser Hauptbeobachtungsflugzeug und litt am meisten von den Fokkers. Er war nicht so schnell und wendig und brauchte Begleitung durch Kampfflugzeuge, die er jetzt erhält.

Die Frontberichte über den Umfang des Verlustes an Vorherrschaft in der Luft widersprechen sich seltsam. Das kommt von der Länge der Front und der Verschiedenartigkeit der Verhältnisse an verschiedenen Stellen. An manchen Stellen dauerte es zu lange, bis wir dem Fokker ebenbürtige Maschinen zahlreich genug hinausbrachten. Unser zeitweiliger Verlust an Vorherrschaft ist aber grob übertrieben worden. Etwas Wahres war immerhin daran. Mit unseren neuen Flugzeugen ist unsere ursprüngliche Vorherrschaft mehr als wiedergewonnen

7. Verschiedene Mängel an Flugplätzen und Landungsplatz-Beleuchtung. Die Beschwerden betreffen meist die Anfangszeit des Krieges und sind längst behoben. Wegen unzureichender Größe kann nur ein Flugplatz noch bemängelt werden, der nur 500 × 460 Yards (470 × 420 m) groß ist. Das ist, nach anderen Flugplätzen zu urteilen, allerdings wenig, aber doch noch leidlich ausreichend. An Bodenbeschaffenheit sind jetzt alle Flugplätze genügend. Nachtflüge sind tunlichst verboten auf Flugplätzen, wo der Boden irgend welche besonderen Schwierigkeiten bietet. Das britische Beleuchtungsystem soll schlechter sein als das französische und das deutsche. Es besteht aus Petroleum-Brennern, das französische ist dagegen elektrisch. Die Deutschen sollen starke, leicht abgedeckte Scheinwerfer benutzen, die gegen den Wind am Platz entlang stehen. Näheres über das britische und französische System kann hier nicht gesagt werden. Aber nach übereinstimmender Erklärung ist die gelbliche Flamme der Petroleumbrenner bei dickem Wetter leichter zu sehen als elektrisches Licht, auch wenn dieses durch gefärbtes Glas strahlt. Neuerliche Versuche mit einem sogenannten Triplex-Glas-Landungslicht haben die Überlegenheit der Petroleum-Brenner erwiesen.

8. Unzureichende Bewaffnung der Flugzeuge.

Infolge allgemeinen M.-G.-Mangels zu Anfang des Krieges dauerte es bis März oder April 1915, ehe die Flugzeuggeschwader an der Front 4/5 ihres M.-G.-Bedarfes erhielten. Für den Heimatsbedarf dauerte es noch viel länger. Die Leitung des R.F.C. trifft hierin keine Schuld.

Damit sind die »allgemeinen Anschuldigungen« erledigt. Es folgt eine große Reihe besonderer Anschuldigungen, von denen noch einzelnes von Interesse ist.

Verlumpte Flugzeuge (»Dud-machines«). Auf schadhaften Flugzeugen aus Frankreich nach Hause zu fliegen soll öfters erlaubt worden sein, weil die Führer rasch nach Hause wollten. Eine Reihe solcher Fälle sind festgestellt. Abteilungsführern usw. muß es zur strengen Pflicht gemacht werden, daß selbst bei kurzen Flügen kein Leichtsinn waltet.

»Weihnachtsbaum-Maschinen«, mit allen möglichen Apparaten überlastet, sollen zugelassen worden sein. Auch das kam früher öfters vor infolge Übereifers einzelner Führer. Es ist längst verboten. Von den 4 Hauptlasten (Bomben, M-G., F.-T., Lichtbildgerät), darf kein Führer jetzt mehr als 2 gleichzeitig mitnehmen.

Amerikanische Flugzeuge zu kaufen soll versäumt worden sein. Das war nach den stattgehabten Prüfungen durchaus gerechtfertigt. Englische Flugzeugfirmen sollen nicht genügend ausgenutzt worden sein. Zu Anfang des Krieges waren die in Betracht kommenden Fabriken durch ein Übereinkommen zwischen R.F.C. und Marine-Flugdienst geteilt. Die Firma Sunbeam war der Marine zugeteilt und hat ein gutes Hochleistungsflugzeug herborgebracht. Vauxhall ist mit Munitionserzeugung beschäftigt worden. Nach Übereinkommen mit dem Munitionsministerium kann diese Firma jetzt für Motoren-Fabrikation freigegeben werden. Sie wird zur Herstellung von Rolls-Royce-Motoren oder 200 PS-R.A.F.-Motoren in Reserve gehalten. Diese Maßnahme ist zu billigen, abgesehen davon, daß es nicht ratsam erscheint, den 200 PS R.A.F.-Motor weiter zu bestellen, bevor er sich vollständig bewährt hat. Bezüglich des Rolls-Royce-Motors griff die Admiralität ein mit großen

Aufträgen. Deshalb beantragte die Fabrik weitere Ausdehnung General Henderson suchte das zu vermitteln, aber es scheiterte an unannehmbaren Bedingungen der Rolls-Royce-Gesellschaft. General Hendersons Verhalten wird gebilligt. Es ist sicher gut, nicht ganz von einer Motoren-Fabrik abzuhängen und im Hinblick auf Arbeitsstörungen, Zeppelin-Angriffe und sonstige Ereignisse, nicht »alle Eier in einem Korbe« zu haben. Die Verhandlungen mit der Rolls-Royce-Gesellschaft kennzeichnen die Beschaffungsschwierigkeiten großer Mengen von Motoren von privater Herkunft, eine Schwierigkeit, die bei den R.A.F.-Motoren nicht vorhanden ist.

Unstimmigkeiten zwischen R.F.C.- und Marineluftdienst-Vertretern in Paris. In den ersten Kriegszeiten hat es unerbauliche Reibungen der beiderseitigen Vertreter in Paris beim Ankauf französischen Materials gegeben. Seither geschieht der Ankauf durch einen gemeinsamen Vertreter. Das hätte schon früher eingerichtet werden können.

Die Zeppeline müßten in ihren Heimatshäfen vernichtet werden. Die Schwierigkeit liegt an den weiten Entfernungen. Aber jetzt kommen Hochleistungsflugzeuge in großer Zahl heraus, und das R.F.C. wird sowohl hinsichtlich Flugstrecke als Tragfähigkeit besser ausgestattet sein. Die Entscheidung liegt aber nicht beim R.F.C., sondern beim Oberbefehl der Armee in Frankreich.

Doppel-Steuerung, zwecks Aushilfe des Beobachters, um die Maschine landen zu können, wenn der Führer versagt. Das frühere Bedenken, daß der Beobachter durch unzeitigen Eingriff Unfälle herbeiführen könnte, wird mit der Zeit hinfällig; jetzt herrscht bei den Flugzeugführern eine günstigere Meinung gegenüber diesem Gedanken. Ernste technische Schwierigkeiten bestehen nicht. Der zweite Steuergriff kann abnehmbar sein, mit Bajonettverschluß und braucht erst bei Bedarf eingesetzt zu werden. Die Beobachter müssen dann allerdings einige Vorübung erhalten. Es war gut, diese Frage ruhen zu lassen bis sich die Flugzeugführer mit dem Gedanken ausgesöhnt haben. Der wachsenden Meinung zugunsten der Doppelsteuerung wird beigestimmt. Bei der Leitung des R.F.C. besteht, wie festgestellt ist, kein Bedenken hiergegen.

Unsere Karten sollen schlecht gewesen sein. Deshalb soll z. B. Leutnant Littlewood am 31. Mai nach Lille verflogen und gefangen worden sein. Die R.F.C.-Leitung trifft daran keine Schuld.

Die Kompasse sollen ungenügend gewesen sein. Das liegt an den großen Schwierigkeiten. Keiner der früheren Kompasse war bei den scharfen Wendungen und Drehungen des Flugzeuges brauchbar. Erst kürzlich ist ein befriedigender Kompaß erfunden worden.

Die Höhenmesser sollen auf Höhen bis 10000 Fuß (3000 m) beschränkt gewesen und darüber geplatzt sein. Der Mangel war zeitweilig unvermeidbar infolge der gewaltigen Steigerung der Flughöhe, als Flugzeuge noch bei mehr als 6000 Fuß Höhe von Abwehrkanonen getroffen wurden.

Das General Henderson gegen den Bau von Luftschiffen gewesen sei und General Trenchard ungenügende Übung im Fliegen gehabt habe, ist ganz unzutreffend.

Es soll übermäßig geflogen worden sein, um Rekorde zu schaffen. Berichte über die täglichen Flugleistungen der Frontabteilungen und der einzelnen Flugzeuge sind notwendig, um die Leistungen, die Lebensdauer der Flugzeuge und Motoren zu beurteilen und Mängel an einzelnen Typen im Vergleich mit anderen als Grundlage des Fortschrittes feststellen zu können. Mißbräuche sind möglich, aber nicht zu vermeiden.

Beim Angriff eines deutschen Seeflugzeuges auf Dover am 31. Januar 1916 soll kein Flugzeug zur Abwehr aufgestiegen sein. Dover ist ein Kriegshafen, untersteht deshalb der Marine. Das R.F.C. hat dort dort nur einen Übungsplatz. Zufällig war General Henderson an dem Tage zur Inspektion dort. Der diensthabende Flugzeugführer stieg sofort zur Verfolgung des deutschen Seeflugzeuges auf, dicht gefolgt von 2 Marineflugzeugen und diese wieder von anderen Armeeflugzeugen. Sie wurden von Dover aus nicht gesehen infolge der genommenen Richtung. Der Tag war dunstig und der Deutsche 8000 Fuß hoch. Daher konnte er nicht gefaßt werden. Es scheint sogar, daß die Abwehrgeschütze auf eines der britischen Marineflugzeuge geschossen haben.

Am Tage nach Pemberton-Billings Wahl ins Unterhaus sollen 74 Flugzeugführer zu weiterer Schulung nach Hause geschickt worden sein. Das ist wohlgemeinter Klatsch.

In der Nacht vom 31. Januar 1916 sollen 14 oder 15 Maschinen zwecklos ausgesandt und 3/4 der Führer getötet worden sein! Dem liegt folgender Sachverhalt zugrunde: Es war ein Zeppelin-Angriff auf London als drohend gemeldet und der Aufstieg von Patrouillen um 7,35 und 9 Uhr abends befohlen, jedoch mit ausdrücklichem Zusatz: »falls das Wetter erlaubt«. Diese Art des Befehls ist kennzeichnend gegenüber dem Gerede von peremptorischen Befehlen, die aus dem R.F.C.-Hauptquartier immer ohne jede Rücksicht auf das Wetter gegeben würden. An den meisten Plätzen unterblieben die Aufstiege wegen Bodennebels. Eine Anzahl der eifrigsten Flieger stiegen jedoch auf, und bei den Landungsversuchen wurden 11 Maschinen beschädigt oder zerstört, 4 Führer verletzt, davon 2 tödlich.

Das De Havilland-Geschwader wurde am 25. März 1916 vernichtet! Damals wurden 12 schnelle Einsitzer schleunigst in Frankreich gebraucht. Die ausgesandten Flugzeuge mit wenig vorgeübten Führern auf den neuartigen, schwer zu fliegenden Maschinen gerieten in einen Schneesturm und verunglückten größtenteils. Andere wurden nachgesandt, so daß im ganzen 26 oder 27 verbraucht wurden, davon 4 vollständig zerstört, der Rest mehr oder weniger beschädigt; zum Glück nur 2 Führer leicht verletzt. 6 von den Maschinen waren ohne Kompaß. Es ist ernst zu beanstanden, daß nach einem Unglück solchen Umfanges keine formelle Untersuchung stattgefunden hat. Das hätte sofort geschehen müssen. Daß kein Menschenleben verloren ging, ist in Anbetracht des großen Materialschadens keine Entschuldigung für die Unterlassung. Der Fall ist bei weitem zu leicht genommen worden.

Ein F.E.2d-Flugzeug mit Rolls-Royce-Motor ist am 31. 5. 16 in Lille bei den Deutschen gelandet!

Die Maschine, eine neue Konstruktion von höchsten Aussichten, kam von Farnborough (Sitz der R.A.F.). Dort sind besondere »Föhre-Flieger« in Dienst, um Flugzeuge nach St. Omer in Frankreich zu fliegen und zurück. Aber statt eines solchen flog der Leutnant Littlewood, ein guter Flieger, der aber noch niemals nach Frankreich geflogen war. Schuld daran ist ein unaufgeklärtes telephonisches Mißverständnis mit dem Kriegsministerium. Der verlorene Rolls-Royce-Motor war erst der zweite seiner Art, der nach Frankreich ging. Es ist festgestellt, daß bei der irrtümlichen Ankunft in Lille das Flugzeug beschossen und schwer beschädigt wurde. Das widerlegt die Behauptung, es sei unbeschädigt dem Feind ausgeliefert worden. Als Beobachter ist unbefugterweise ein Stabsoffizier mitgeflogen, der auf diese Weise seinen Urlaub um einen Tag verlängert hat. Das Ereignis deckt einen schweren Systemfehler auf: Es sollen vielfach solche telephonischen Befehle gegeben werden ohne Niederschrift. Schriftliche Aufzeichnung des Wortlautes empfangener Telephonbefehle mit dem Namen der erteilenden Person sollte unbedingte Vorschrift sein. Ohne solche Niederschrift läßt sich keine Verantwortung feststellen.

Abschließend macht der Untersuchungs-Ausschuß folgende

Verbesserungsvorschläge:

I. Das Wichtigste ist, die Ausrüstung des R.F.C. völlig von dessen Oberbefehl zu trennen. General Henderson als Befehlshaber des R.F.C., verantwortlich zugleich für die kämpfende Truppe und als General-Direktor der Militär-Luftfahrt für deren Ausrüstung ist in einer unmöglichen Stellung bei der jetzigen Ausdehnung der R.F.C. und besonders im Hinblick auf dessen wahrscheinliches weiteres Wachstum. Kein ersichtlicher Grund hindert sofortige Änderung. Im Direktorat der Militär-Luftfahrt gibt es genügend erfahrene Offiziere, die Ausstattung unabhängig zu übernehmen.

Ob eines Tages ein vereinigter Luftdienst aus R.F.C. und Marine gebildet wird, steht dahin. Indessen kann das nicht hindern, ein einheitliches Beschaffungsamt zu bilden, welches den beiderseitigen Luftdienst zu bedienen hat. Zweifellos würde einige Eifersucht zu bekämpfen sein; aber das dürfte die höchst notwendige Reform nicht hindern. Den denkbar strengsten Beleg für die Notwendigkeit einheitlicher Beschaffung bildet die Tatsache, daß zu Beginn des Krieges die den



beiden Dienstzweigen zur Verfügung stehende Industrie unter sie verteilt war, ohne jede Möglichkeit, zu erkennen, wie sich die Teilung in der Praxis bewähren würde, eine Teilung, die tatsächlich zu großen Schwierigkeiten geführt hat. Auf die Reibungen zwischen den beiderseitigen Vertretern in Frankreich und deren Beseitigung durch Einsetzung eines Offiziers für beide wird erneut hingewiesen. Ein vereinigtes Beschaffungs-Amt würde Eifersucht und Reibungen zwischen den beiden Diensten beseitigen und die Leistungsfähigkeit steigern.

II. Beibehaltung der R.A.F. erscheint wichtig. Man soll sie aber nicht zu einer gewerblichen Fabrik werden lassen, sondern ihre Tätigkeit begrenzt lassen, wie es gegenwärtig der Fall ist, auf die folgenden fünf Aufgaben:

1. Prüfung und Versuche,
2. Forschung,
3. Ausarbeitung von Zeichnungen,
4. Reparaturen,
5. Herstellung von Ersatzteilen.

Die R.A.F. wird unter Aufsicht des Beschaffungsamtes der Militär-Luft-Fahrt stehen müssen. Wenn dieses Amt vollständig vom R.F.C. getrennt wird, so wird hoffentlich die Gewerbe-Eifersucht der R.A.F. größtenteils verschwinden.

Die Prüfung von Flugzeugen und Motoren sowohl aus privater wie von R.A.F.-Konstruktion sollten durch das R.F.C. ausgeübt werden, z. B. in der Zentral-Flieger-Schule, ganz unabhängig vom Beschaffungsamt in allen seinen Zweigen. Dazu müssen seinem Stabe wahrscheinlich Maschinen-Ingenieure höheren Ranges zugeteilt werden.

III. Es wird für die Kriegsdauer empfohlen, bis die wünschenswerte Auswechselbarkeit zwischen Beobachtern und Führern erreicht ist, Beobachter zur Beförderung zuzulassen, ohne Führer zu sein. Ein Beobachter-Korps sollte gebildet werden mit ordnungsmäßigem Beförderungsgang unter ihnen selbst.

IV. Selbstverständlich sich ergebende Hinweise, z. B. auf straffere Disziplin in der Instandhaltung von Schulmaschinen braucht nicht wiederholt zu werden.

Zum Schluß spricht der Untersuchungs-Ausschuß der Leitung des R.F.C. hochlobende Anerkennung aus für die Leistungen, denen gegenüber die in mikrokischer Untersuchung aufgedeckten Mängel völlig verschwinden.

Berichtigung

zum Aufsatz »Französische und englische Militär-Flugzeuge«, Heft 7/8.

Das Klischee der Fig. 16 ist vertauscht. Dieses Klischee stellt ein französisches Groß-Flugzeug des Typ Dorand mit zwei 110 PS Le Rhône-Motoren dar. Dieser Doppeldecker wird von der franzöfischen Firma Caudron gebaut.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

37f, 8. B. 78401. Verfahren zum Aufrichten und Stützen von Hallenbindern, insbesondere für Luftschiffhallen. Karl Bernhard, Berlin, Flotowstr. 12. A. 8. 10. 14. E. 18. 7. 17.

37f, 8. S. 41785. Über ortsfestem Boden drehbare Luftschiffhalle; Zus. z. Pat. 282924. B. Seibert, Fabrik für Eisenhoch- und Brückenbau, Saarbrücken. A. 25. 3. 14. E. 18. 7. 17.

37f, 8. S. 44526. Aus einzelnen Scheiben bestehendes Schiebetor für Großflugzeughallen. Fa. B. Seibert, Saarbrücken. A. 28. 10. 15. E. 18. 7. 17.

37f, 8. D. 31473. Aus der wagerechten Strecklage ohne Gerüst aufrichtbarer Binder für Luftschiffhallen und ähnliche Bauwerke. Deutsche Maschinenfabrik-A.-G., Duisburg. A. 28. 12. 14. E. 14. 7. 17.

37f, 8. K. 56049. Luftschiffhafen, bestehend aus einem von oben zugänglichen Aufnehmerraum und einem oder mehreren in diesen mündenden Unterkunftsräumen. Deutsche Maschinenfabrik A.-G., Duisburg. A. 4. 9. 13. E. 14. 7. 17.

37f, 8. K. 61078. Aufstellvorrichtung für versetzbare Luftschiffhallen. Konrad Köchling, Mainz, Bahnhofstr. 3. A. 23. 8. 15. E. 14. 7. 17.

46c, 19. B. 82251. Kühlung mehrzylindriger Innenverbrennungskraftmaschinen. Paul Baetz, Charlottenburg, Kaiserdamm 16. A. 19. 8. 16. E. 23. 6. 17.

46c, 26. R. 43238. Vorrichtung zur Verminderung der Kompression bei Explosionskraftmaschinen. Karl Rapp, München, Theresienstr. 4. A. 22. 5. 16. E. 23. 6. 17.

46a, 23. B. 79733. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Kolben. Paul Henri Bergasse, »Oaks« Wivelsfield Green, Sussex, Engl.; Vertr.: Dipl.-Ing. S. F. Fels, Pat.-Anw., Berlin SW 61. 23. 6. 15. England A. 24. 6. 14. E. 18. 7. 17.

46b, 2. B. 80293. Steuerung für mehrere Ventile. Fa. H. Büssing, Braunschweig. 11. 10. 15. 18. 7. 17.

46b, 7. M. 57172. Selbsttätige Abstellvorrichtung für Explosionskraftmaschinen zur Verhinderung des Überschreitens der höchstzulässigen Umlaufzahl. Motorenbau-G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. 3. 10. 14. E. 18. 7. 17.

46c, 6. V. 12812. Vergaser für Verbrennungsmotoren mit umlaufenden Zylindern; Zus. z. Anm. V. 11684. 13. 8. 14. E. 7. 7. 17. Josef Vogel, München, Karlsplatz 13.

46c, 23. W. 46365. Kühlgefäß für Brennstoffmotoren. Wilhelm Winterhoff, Düsseldorf, Kronprinzenstr. 51. 16. 3. 15.

46c. 28. T. 20555. Anlaßvorrichtung für Explosionskraftmaschinen. Stanhope Franklin Tyler und William James Edward Beere, London, Engl.; Vertr.: F. Meffert und Dr. L. Sell, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. 19. 11. 15. England 27. 1. 15. und 14. 8. 15. E. 14. 7. 17.

46c, 3. S. 42922. Selbsttätiges Kolbeneinlaßventil mit Feder und Gegengewichten, das im Kolben eines Viertaktverbrennungsmotors gelagert ist. Siemens & Halske, A.-G., Siemensstadt b. Berlin. A. 8. 8. 14. E. 3. 7. 17.

46c, V. 11684. Vergaser für umlaufende Verbrennungsmotoren. Joseph Vogel, München, Karlsplatz 13. 17. 5. 13.

46c, 8. B. 80326. Elektrischer Vorwärmer für Vergaser. Hermann Brand, Berlin-Halensee, Westfälische Str. 63. 15. 10. 15.

77h, 5. A. 28424. Flugzeug mit Flügeln von veränderlicher Spannweite. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. A. 17. 8. 16. E. 26. 6. 17.

77h, 9. P. 30302. Verfahren zur Beschleunigung des Anfluges von Drachenfliegern mit Schwungrad. Dr. Karl Hertel, Markt 15/16, und Karl W. Paul, Woltnershauserstr. 124, Bremen. A. 4. 2. 13. 23. 6. 17.

77h, 9. W. 45380. Fahr- und Schwimmergestell für Flugzeuge. Robert Woerner, Berlin-Johannistal, Waldstr. 11. A. 11. 10. 1912. E. 23. 6. 17.

77h 5. A. 27299. Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge. Friedrich Andersen, Kiel, »Fährhaus« III. A. 16. 8. 15. E. 3. 7. 17.

77h 5 H. 70952. Steuergreifgabel für Flugzeuge. Dr. Karl Henkel Frankfurt a. M. Seilerstr. 32. A. 16. 9. 16. E. 3. 7. 17.

77h 5. St. 18507. Pendelstabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge. Stefan Sturm, Obertürkheim b. Stuttgart, Cannstatterstraße 8. A. 14. 5. 13. E. 3. 7. 17.

77h 14. B. 80114. Zusammenlegbarer Drachen. Dr. Paul de Gruyter, Charlottenburg, Bismarckstr. 10. A. 8. 9. 15. 3. 7. 17.

Patenterteilungen.

46c, 29. 298163. Auspufftopf für mehrzylindrige Explosionsmotoren. Max Hirschfelder, Berlin-Weißensee, Generalstr. 5. 7. 11. 15. H. 69208.

46c. 661911. Kolben für Verbrennungskraftmaschinen, insbesondere für Flugzeugmotoren. Gebr. Körting, A.-G., Linde b. Hannover. 1. 5. 16. K. 68064.

46c, 15. 298664. Verbrennungskraftmaschine für Flugzeugmodelle mit als Pumpe benutzten Arbeitszylinder, bei welcher der Arbeitskolben den zur Erwärmung des Glühzünders nötigen Brennstoff dem Brenner zuführt. W. Joseph Zenter, Dresden-Mockritz Lessingstr. 6. 20. 6. 13. F. 36709.

46c, 13. 298672. Brennstoffzuführungsvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. Jakob Christian Hansen Ellehammer, Kopenhagen; Vertr.: Pat.-Anwälte Dr. R. Wirth, Dipl.-Ing. C. Weihe, Dr. H. Weil, M. M. Wirth, Frankfurt a. M., W. Dame und Dipl.-Ing. T. R. Koehnhorn, Berlin SW. 68. 21. 12. 15. H. 69417. Dänemark 20. 9. 15.

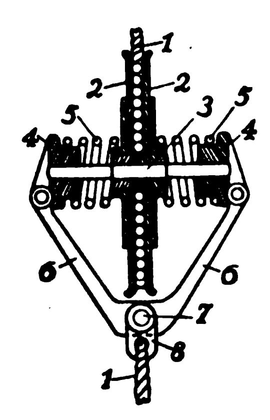
77h, 7. 298615. Holm für Flugzeugtragflächen. Wilhelm Zorn, Berlin. 21. 3. 16. Z. 9577.

37f. 661625. Schiebetüranordnung für Flugzeughallen. W. Döllken & Co., G. m. b. H., Werden. 10. 4. 16. D. 29715.

37f. 661746. Bewegbare Luftschiffhalle. Julius Nagy, Berlin-Schöneberg, Voßbergstr. 2, und Karl Janisch, Wannsee, Bismarckstraße 42. 12. 12. 13. N. 13929.

Auszüge aus den Patentschriften.

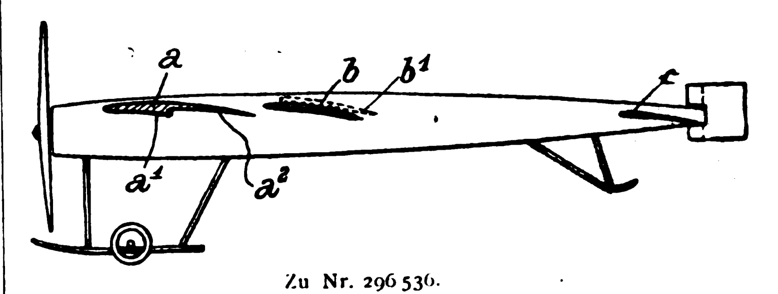
286427. Nachgiebige Fallschirmbefestigung für Flugzeuge. Julian Henry Kendig in Pittsburg, Penns., V. St. A. — Das Neue besteht im wesentlichen darin, daß das Kabel, welches Fallschirm und Flugzeug verbindet, unter einer allmählich anwachsenden Spannung abgelassen werden kann, so daß sich auch demnach die Belastung des Fallschirms allmählich vollzieht. Hierdurch soll ein Reißen des Kabels infolge augenblicklicher Überlastung vermieden werden.



Zu Nr. 286427.

Der Fallschirm steht durch ein Tau *1* mit dem Flugzeug in Verbindung. Um eine übermäßige Anstrengung des Taues *1* durch plötzlichen Zug zu vermeiden, ist eine Reibungsvorrichtung angeordnet, die aus zwei Scheiben *2* besteht, welche gleitend, aber nicht drehbar auf einer mit Rechts- und Linksgewinde versehenen Schraubenwelle *3* sitzen. Das Tau *1* ist spiralförmig zwischen den Scheiben *2* um die Welle *3* gewunden und an dem Nabenteil der einen Scheibe *2* befestigt. Auf den Enden der Schraubenwelle *3* sitzen Muttern *4*, und zwischen diesen und den Scheiben *4* sind Federn *5* angeordnet. Die Muttern sind verbunden mit Gelenkarmen *6*, an deren Drehbolzen *7* ein Bügel *8* hängt, an welchem der untere Teil des Kabels *1* befestigt ist. Wenn der obere Teil dieses Kabels *1* angezogen wird, so drehen die Scheiben *2* die Welle *3*, dadurch werden die Muttern *4* gegeneinander geschraubt und drücken auf die Federn *5*, wodurch eine allmählich stärkere Reibung auf das zwischen den Scheiben sich abwickelnde Kabel *1* ausgeübt wird.

296536. Flugzeug mit stufenförmiger Tragfläche. Georges Gramaticesco in Château d'oex, Schweiz. — Das Flugzeug ist mit zwei hintereinander in einer Stufe liegenden Tragdecken *a* und *b* von geringer Spannweite ausgestattet. Die vordere Fläche ist nach bekannter Art stufenförmig ausgebildet, und zwar besitzt ihre obere Seite *a* eine ununterbrochene und vollkommen glatte Fläche, während die untere Seite zunächst einen Teil a^1 aufweist, der in der Längsrichtung eine dem höchsten Wirkungsgrad entsprechende, verhältnismäßig große Abmessung besitzt, und weiterhin einen Teil a^2, welcher sich an den vorhergehenden scharf nach oben zurückspringend anschließt und in der Längsrichtung und seiner Wölbung etwa die gleiche Abmessung hat wie der vorige. Die zweite Tragdecke *b* besitzt das sonst übliche Profil und ist hinter der vorhergehenden Fläche *a* verhältnismäßig nahe angeordnet, und zwar etwas höher als die hintere Kante derselben. Auf diese Weise bildet die zweite Fläche, der noch weitere folgen können, mit der ersten zusammen eine Art stufenförmiger Tragdecke. Um nun die auf jede folgende Einzelfläche oder Stufe ausgeübte Wirkung der von der vorgelagerten Fläche abströmenden Luftschichten nach Maßgabe der Fahrgeschwindigkeit regeln zu können, ist gemäß der Erfindung die zweite Fläche *b* bzw. alle folgenden Tragflächen bewegbar, und zwar lediglich nach vorwärts und rückwärts verschiebbar oder auch zugleich nach oben und unten einstellbar angeordnet. Die Einstellbarkeit ist derart beschaffen, daß der Abstand zwischen den einzelnen Flächenpaaren entweder von Hand oder zweckmäßig selbsttätig in Gemäßheit der jeweiligen Geschwindigkeit geändert werden kann.



Zu Nr. 296536.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Der Flugzeugkompaß. Von Kapitän Fritz Gansberg. 2. Auflage, 1917. Oktav. 68 S. mit 21 Fig., 3 Tafeln u. 5 Tabellen. Verlag M. Krayn, Berlin W. Preis geb. M. 2. Das kleine Werk ist gegenüber der ersten Auflage (1915) namentlich durch Hinzufügung von Abbildungen verschiedener Flugzeugkompasse ergänzt worden. Eingehender sind die Kompasse von »Goerz« und der »Pfadfinderkompaß« behandelt. Das Büchlein ist auch sehr gut zum Selbstunterricht geeignet für Flieger und Beobachter.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrthaus. — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 7732.

1. Am 13. Mai ds. Js. starb nach langem, schwerem Leiden der Obmann unseres Navigierungsausschusses, Korvetten-Kapitän Konrad Friedlaender, Ritter des Eisernen Kreuzes I. und II. Klasse und anderer hoher Orden, zuletzt kommandiert zum Reichs-Marineamt, Berlin.

Der genannte Ausschuß verdankt sein Entstehen der eifrigen Regsamkeit des Verstorbenen, der unserer Gesellschaft seine Tätigkeit und seine reichen Kenntnisse unermüdlich zur Verfügung stellte. Sein stets reges Interesse an den Bestrebungen unserer Gesellschaft ließ ihn trotz seines schweren Leidens noch bis in die letzte Zeit Vorsorge für die Fortführung der Arbeiten nach dem Kriege treffen und sichert ihm unsere Dankbarkeit und ein bleibendes Andenken. Wir werden in ihm einen hochgeschätzen Mitarbeier sehr vermissen.

Verspätet erhalten wir die Nachricht, daß aus den Reihen unserer Mitglieder wiederum ein mehrjähriges Mitglied den Tod fürs Vaterland gefunden hat: der Hauptmann in einem Fußartillerie-Regt. und Führer eines Luftschiffertrupps Ernst Mickel, Straßburg. Gleichgeschätzt in unserer Gesellschaft als anregender Fachschriftsteller wie als liebenswürdiger Mensch, ging er als aktiver Offizier mit Kriegsausbruch ins Feld, sich dort beide Kreuze erwerbend. Nun er uns nicht zurückkehrt, wird er eine große Lücke und ein warmes Gedenken hinterlassen.

2. Personalnotiz:

Wie uns der Direktor des Physikalischen Instituts der Universität Harburg mitteilt, wurde der dortige erste Assistent, Dr. Karl Stuchtey, stellvertretender Fahrtenwart des Kurhessischen Vereins für Luftfahrt, zurzeit Oberleutnant und Adjutant bei einem Armee-Oberkommando im Felde, mit dem Eisernen Kreuz 1. Klasse ausgezeichnet.

3. Neuaufnahmen:

Laut § 5 unserer Satzungen wurden als ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

J. F. Glaser, Ingenieur der Gasmotorenfabrik Deutz, M. d. V. d. I., Cöln-Deutz, z. Z. Werkmeister der Flieger-Ersatz-Abteilg. 3, Gotha;

Dipl.-Ing. Karl Goldstein, Fischbach a. B. Nr. 70 bei Friedrichshafen;

Dipl.-Ing. Karl von den Steinen, Marine-Bauführer der Kaiserl. Werft, Kiel, Holtenauerstr. 125/II.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen
und
Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER, INGEN. B. D. INSPEKT. D. FLIEGERTRUPPEN, CHARLOTTENBURG
A. BAUMANN, PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE STUTTGART
Prof. Dr. BERSON, BERLIN-LICHTERFELDE
Dipl.-Ing. A. BETZ, GÖTTINGEN
H. BOYKOW, LINIENSCHIFF-LEUTNANT A. D., FRIEDENAU–BERLIN
Dr. R. EMDEN, PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
Dr. E. EVERLING, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF
Geh. Hofrat Dr. S. FINSTERWALDER, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN
Dr.-Ing. FÖTTINGER, PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL, LINDENBERG–BERLIN
Dr.-Ing. W. HOFF, DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF
Geh. Reg.-Rat E. JOSSE, PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dr. N. JOUKOWSKY, PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU
R. KNOLLER, PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN
Dipl.-Ing. MAX MUNK, GÖTTINGEN
Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL, PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dr.-Ing. A. PRÖLL, HANNOVER
Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER, BERLIN
Dr.-Ing. H. REISSNER, PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
F. ROMBERG, PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Ing. JOHN ROZENDAAL, BERLIN — 's-GRAVENHAGE
Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE, PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
Dr.-Ing. SCHAFFRAN, VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K. VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU
Dr. W. SCHLINK, PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL. TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG
Dipl.-Ing. SEPPELER, BERLIN
FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN, DIPL.-ING., LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN
Dr.-Ing. O. STEINITZ, BERLIN
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER, GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. | 30. Juni 1917. | Heft 11 u. 12.

By

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen — Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER INGEN. B. D. INSPEKT. D. FLIEGERTRUPPEN, CHARLOTTENBURG
A. BAUMANN PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE STUTTGART
Prof. Dr. BERSON BERLIN-LICHTERFELDE
Dipl.-Ing. A. BETZ GÖTTINGEN
H. BOYKOW LINIENSCHIFF-LEUTNANT A. D., FRIEDENAU—BERLIN
Dr. R. EMDEN PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
Dr. E. EVERLING DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF
Geh. Hofrat Dr. S. FINSTERWALDER PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN
Dr.-Ing. FÖTTINGER PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL LINDENBERG—BERLIN
Dr.-Ing. W. HOFF DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF
Geh. Reg.-Rat E. JOSSE PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dr. N. JOUKOWSKY PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU
R. KNOLLER PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN
Dipl.-Ing. MAX MUNK GÖTTINGEN
Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dr.-Ing. A. PRÖLL HANNOVER
Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER BERLIN
Dr.-Ing. H. REISSNER PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
F. ROMBERG PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Ing. JOHN ROZENDAAL BERLIN — 's-GRAVENHAGE
Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
Dr.-Ing. SCHAFFRAN VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K. VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU
Dr. W. SCHLINK PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL. TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG
Dipl.-Ing. SEPPELER BERLIN
FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN DIPL.-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN
Dr.-Ing. O. STEINITZ BERLIN
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. **30. Juni 1917.** **Heft 11 und 12.**

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag.

Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Versuche über den Widerstand von Flugzeugen und den Schraubenzug im Fluge.

Von A. Pröll in Hannover.

(Schluß.)

Wir verwenden nun zu einer

3. Annahme

die schon erwähnten Horizontalflüge bei verschiedenen Geschwindigkeiten und Drehzahlen. Aus weiter unten durchgeführten Überlegungen ergibt sich, daß der Widerstand des Flugzeuges im Horizontalflug dargestellt werden kann durch eine allgemeine Gleichung von der Form

$$W = L v^2 + \frac{M}{v^2} - N \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (16)$$

worin L, M, N positive Konstanten bedeuten. Es muß nun in allen Fällen des gleichmäßigen Horizontalfluges im Beharrungszustande gelten (unter Verwendung der Konstanten B anstelle von C)

$$P = W \text{ oder } P - W = A n^2 - B n v - L v^2 - \frac{M}{v^2} + N = 0 \quad (17)$$

Für die 5 beobachteten Flüge ergeben sich so 5 Gleichungen, zu welchen als die 6. die Beziehung (14) zwischen A und B tritt, so daß das Gleichungssystem besteht

$$\left.\begin{aligned}
&\text{für } n = 1400 \\
&1{,}96 \cdot 10^6 A - 202\,500\, B - 1960\, L - \frac{M}{1960} + N = 0 \\
&\text{für } n = 1300 \\
&1{,}69 \cdot 10^6 A - 195\,000\, B - 1740\, L - \frac{M}{1740} + N = 0 \\
&\text{für } n = 1200 \\
&1{,}44 \cdot 10^6 A - 165\,000\, B - 1460\, L - \frac{M}{1460} + N = 0 \\
&\text{für } n = 1100 \\
&1{,}21 \cdot 10^6 A - 133\,500\, B - 1140\, L - \frac{M}{1140} + N = 0 \\
&\text{für } n = 1000 \\
&10^6 A - 102\,000\, B - 803\, L - \frac{M}{803} + N = 0 \\
&\text{und} \quad 1{,}483 \cdot 10^6 A - 85\,000\, B = 257
\end{aligned}\right\} \quad (18)^{1)}$$

Da somit 6 Gleichungen für 5 Unbekannte (A, B, L, M, N) vorhanden sind, kann die beste Lösung durch zweckmäßigen Ausgleich gefunden werden. Es ergeben sich damit schließlich die Werte

---

1) Bei A und B ist die Geschwindigkeit in kmh gerechnet, bei L, M, N dagegen in m/s! Diese Verschiedenheit ist aber ohne Einfluß auf den Gang der Rechnung. Für die Berechnung der aerodynamischen Daten ist die Rechnung in m/s üblich.

$$\left.\begin{aligned} A &= \frac{2{,}50}{10^4} \\ B &= \frac{13{,}43}{10^4} \text{ und } C = \frac{B}{A} = 5{,}37^{1)} \\ L &= 0{,}120 \\ M &= 84\,000 \\ N &= 89 \text{ kg} \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad (19)$$

und damit die in der Zahlentafel III in den Spalten 3 und 4 aufgeführten Widerstände. (Spalte 3 enthält die Schraubenzugkräfte nach der Formel

$$P = \frac{2{,}5}{10^4} n^2 \left(1 - 5{,}37 \frac{v}{n}\right) = \frac{2{,}5}{10^4} n^2 - \frac{13{,}43}{10^4} nv \,. \quad (20)$$

während in Spalte 4 die Widerstände aus der Gleichung

$$W = 0{,}12\, v^2 + 84\,000 \frac{1}{v^2} - 89 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (21)$$

ausgerechnet wurden). Fig. 5 stellt das Ergebnis in der üblichen Kurvendarstellung vor. Daß die einzelnen Widerstandswerte und damit auch die Kurven nicht übereinstimmen, hängt natürlich mit dem nur angenäherten Ausgleich der beobachteten Werte zusammen.

139 PS und bei der dabei aufgewendeten Nutzleistung von 204 PS ein Wirkungsgrad von 68,5%, was ziemlich der Wirklichkeit entsprechen dürfte.

Eine weitere Kontrolle bietet sich auch in dem Schraubenzugwerte für den ansteigenden Flug, für den mit $n = 1295$ und $v = 99$ kmh 247 kg gefunden werden. Nach Abzug der Schwerkraftskomponente von 131 kg bleibt somit noch 116 kg für den Widerstand bei 99 kmh. Nach Formel (22) ergibt sich der entsprechende Widerstand zu 113 kg.

In Fig. 5 ist die danach berichtigte Schraubenzugkurve als Flugzeugwiderstandskurve aufgezeichnet, die ein ausgeprägtes Minimum bei ca. 105 kmh aufweist. Dieser geringste Widerstand beträgt ∾ 112 kg.

Endlich kann nun auch die Drehzahl festgestellt werden bei der die Schraube widerstandslos im Gleitflug arbeitet wenn die Geschwindigkeit $v_0 = 101$ kmh ist. Sie beträgt $n_0 = Cv_0$ rd. 570 Uml./min. Mit dieser Drehzahl könnte ein »reiner Gleitflug« eingeleitet werden. Zur Ermittelung der aerodynamischen Eigenschaften von Flugzeugen wären eine Reihe von solchen Gleitflügen bei verschiedenen Bahnneigungen, Geschwindigkeiten und demnach entsprechenden Drehzahlen von großem Werte.

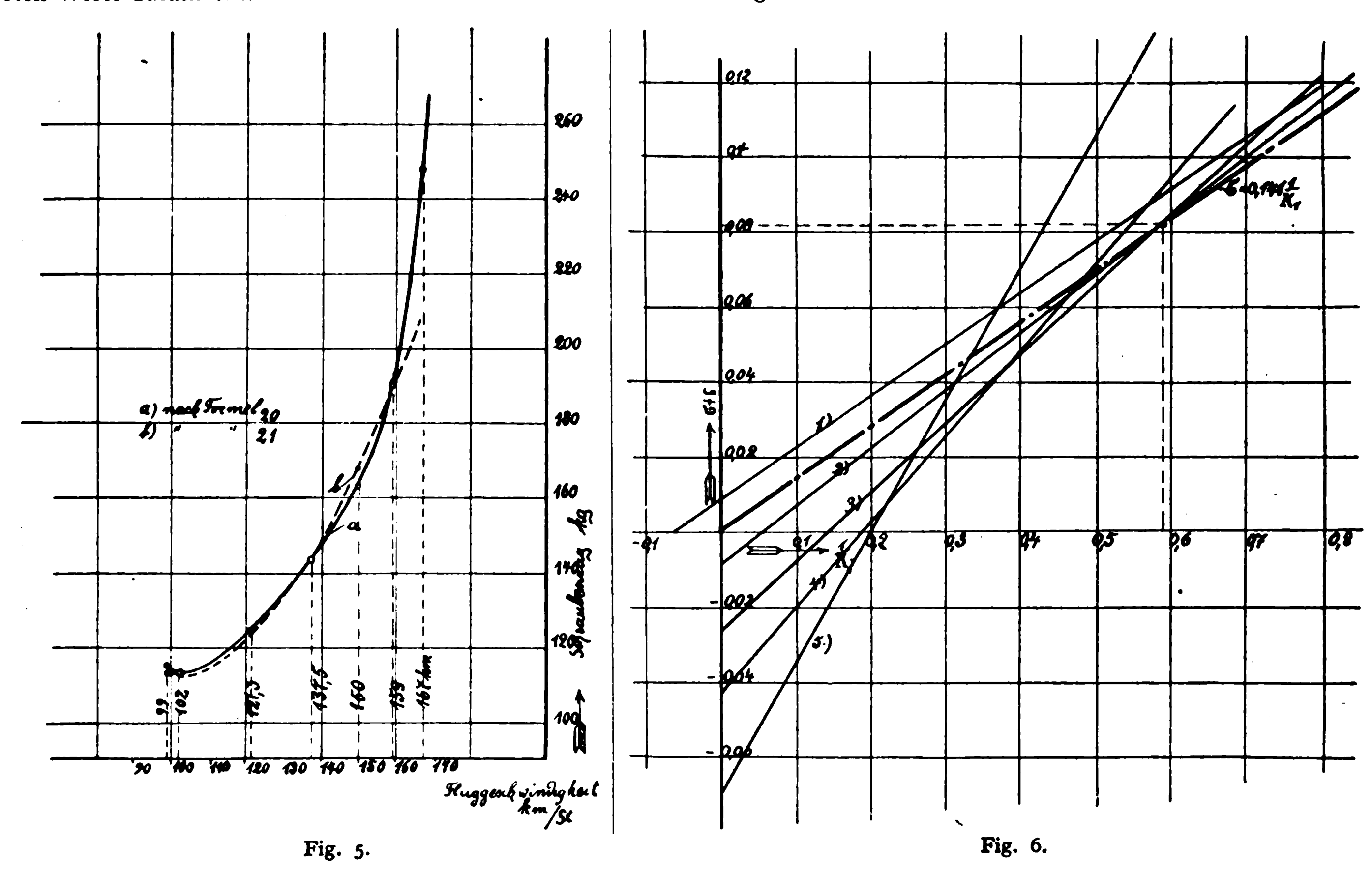


Fig. 5. Fig. 6.

Wie man durch Vergleich mit den Zahlen der Spalten 1 und 2 erkennt, liegt die neue Kurve zwischen den beiden anderen, wie es nach den letzten Bemerkungen zur 2. Annahme auch zu erwarten war.

Eine weitere Kontrolle für die angenäherte Richtigkeit unserer Rechnung erhalten wir durch Extrapolieren der Ergebnisse für die Geschwindigkeit 167 kmh. Freilich ergeben sich dabei schon wesentliche Abweichungen der beiden Kurven infolge der besprochenen Ausgleichung. Während die Formel (21) für $v = 46{,}5$ m/s (167 kmh) nur auf 209 kg führt, liefert die Extrapolation der Schraubenzugkurve 242 kg.

Wegen der Unsicherheit einer jeden derartigen Extrapolation darf mit einem Mittelwert, also $W = 225$ kg, gerechnet werden. Dem entspricht aber dann eine Nutzleistung von

[1] Es ist demnach die effektive Steigung der verwendeten Schraube = 3,1 m, also ebenfalls noch viel größer, als sie nach Formel (8a) sein würde.

Einige Schlüsse lassen sich aus den gewonnenen Ergebnissen für die

aerodynamischen Daten des Flugzeugs

ziehen. Zunächst läßt die Grundformel für den Horizontalflug

$$\text{Auftrieb} = G = \frac{\gamma}{g} \zeta_A F v^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (22)$$

die ζ_A-Werte berechnen, welche nebst den zugehörigen der Beobachtung entnommenen Neigungswinkeln der Rumpfachse zur Fahrtrichtung in Zahlentafel IV verzeichnet sind. $\left(\frac{\gamma}{g} = 0{,}1235\right)$. In der gleichen Zahlentafel sind auch die mutmaßlichen Anstellwinkel eingetragen nach dem weiter unten ermittelten Werte von $\alpha \sim 4^3/_4{}^0$.



Zahlentafel IV.

Kurve	Geschwindigkeit v in m/s	v^2	$\frac{G}{Fv^2}$	ζ_A	Gemessene Rumpfneigung β	K_1	$\varepsilon + \sigma$	α
1	44,25	1960	0,0170	0,1375	$-4^1/_2{}^0$	1,72	$5^1/_4$	~ 0
2	41,7	1740	0,0191	0,1545	$-3^1/_2{}^0$	»	$4^3/_4$	$+^1/_2{}^0$
3	38,2	1460	0,0228	0,1845	$-2^1/_2{}^0$	»	$4^3/_4$	$+1^1/_2{}^0$
4	33,8	1140	0,0282	0,228	$-1^1/_2{}^0$	»	$5^1/_2$	$+3^1/_4{}^0$
5	28,3	803	0,0415	0,336	0	»	$7^3/_4$	$+7^0$

Es gilt nun angenähert die Beziehung

$$\zeta_A = K_1 (\alpha + \sigma) = K_1 (\beta + \chi + \varepsilon + \sigma) \quad . \quad . \quad (23)$$

wo σ der negative Winkel ist, für den der Auftrieb verschwindet.

Bildet man nun aus den Zahlenreihen jedesmal die Gleichung

$$\zeta_A \cdot \left(\frac{1}{K_1}\right) = \beta + \chi + (\varepsilon + \sigma) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (24)$$

und trägt in einem Koordinatensystem mit den Achsen $x = \left(\frac{1}{K_1}\right)$ und $y = (\varepsilon + \sigma)$ (diese als Unbekannte aufgefaßt) die entsprechenden geraden Linien auf, so ergeben sie ein ziemlich divergierendes Büschel ohne gemeinsamen Schnittpunkt. (Fig. 6.) Wird irgend ein Wert $x = \frac{1}{K_1}$ festgehalten ($K_1 =$ const), so zeigt sich eine starke Verschiedenheit der einzelnen y-Werte, die lediglich auf die Veränderlichkeit von ε zu setzen ist. Zur Trennung von ε und σ sowie zu einer wenn auch nur angenäherten Schätzung von K_1 gelangt man nun durch eine Untersuchung der Widerstandskurve (Fig. 5) bzw. der Angaben in der 4. Spalte der Zahlentafel III.

Wie schon eingangs bemerkt wurde, setzt sich der Gesamtwiderstand W aus dem Tragflächenwiderstand W_t und dem »schädlichen« Widerstand W_0 zusammen, die zwar nicht ohne weiteres aus den Versuchen getrennt erhalten werden können, für die sich aber doch einige Anhaltpunkte gewinnen lassen. Zu diesem Zwecke führen wir in der Formel für den Tragflächenwiderstand

$$W_t = \frac{\gamma}{g} \zeta_w F v^2$$

für den Widerstandskoeffizienten die Bezeichnung ein

$$\zeta_w = K_0 + K_2 \alpha^2 = K_0 + K_2 \left(\frac{G}{\left(\frac{\gamma}{g}\right) K_1 F v^2} - \sigma \right)^2 \quad (25)$$

und erhalten

$$W_t = \frac{\gamma}{g} F v^2 (K_0 + K_2 \sigma^2) + \frac{G^2 K_2}{\frac{\gamma}{g} K_1^2 F v^2} - \frac{2 G \sigma}{K_1} K_2 \quad (26)$$

Fügen wir nun noch den »schädlichen Widerstand« hinzu

$$W_0 = f \zeta_0 \frac{\gamma}{g} v^2,$$

so ergibt sich der Gesamtwiderstand durch die Gleichung

$$W = \frac{\gamma}{g} F v^2 \left(K_0 + K_2 \sigma^2 + \zeta_0 \frac{f}{F}\right) +$$
$$+ \frac{1}{v^2} \frac{G^2 K_2}{\frac{\gamma}{g} K_1^2 F} - \frac{2 G \sigma K_2}{K_1} = L v^2 + \frac{M}{v^2} - N \quad . \quad (27)$$

mit den neuen Konstanten L, M, N. Es ist also ein konstantes negatives Glied N bei dieser Art der Darstellung in die Formel gekommen.

Ist eine genau bekannte Widerstandskurve $W = f(v)$ vorgelegt, so kann man bei der Bestimmung dieser noch unbekannten Konstanten davon ausgehen, entweder für die größeren Geschwindigkeiten genaue Übereinstimmung mit der Versuchskurve zu bekommen, wobei dann meistens bei geringen Widerständen erhebliche Abweichungen in Kauf genommen werden müssen, oder man sucht eine mittlere Kurve zu bekommen, die im Ganzen ein besseres Anschmiegen an die Versuchswerte zeigt.

In den hier vorliegenden Fällen hatten wir aber die neuen Koeffizienten L, M, N schon zugleich mit A und B durch das Gleichungssystem (18) gefunden. Die Zahlen seien hier nochmals mitgeteilt:

$$L = 0{,}120, \quad M = 84\,000, \quad N = 89.$$

Wir können aus ihnen sogleich die Lage und Größe des geringsten Widerstandes des Flugzeuges durch Differenzieren der Gleichung feststellen. Es ist nämlich für $W_{minimum}$

$$\frac{dW}{dv} = 2 L v_0 - \frac{2M}{v_0^3} = 0 \text{ also } v_0 = \sqrt[4]{\frac{M}{L}} = 29 \text{ m/s} \quad . \quad (28)^1)$$

Dem entspricht ein Kleinstwert des Widerstandes von $W_{min} =$ 112 kg, der auch in den Kurven Fig. 5 deutlich zum Ausdruck kommt; es liegt dort dieses Minimum ebenfalls bei 105 kmh.

Nun können wir durch Vergleiche der Koeffizienten L, M, N nach Einsetzen der schon bekannten Größen verschiedene weitere Schlüsse ziehen.

Zunächst folgt aus dem Wert von N

$$N = 89 = \frac{2400\, \sigma K_2}{K_1}, \quad \frac{\sigma K_2}{K_1} = 0{,}037 \quad . \quad . \quad (30)$$

aus M folgt:

$$M = 84\,000 = \frac{1200^2 K_2}{0{,}1235\, K_1^2 \cdot 36} \quad \text{oder} \quad \frac{K_1^2}{K_2} = 3{,}86 \quad (31)$$

Aus der Verbindung dieser Gleichungen folgt weiter leicht die Beziehung

$$\sigma K_1 = 0{,}143 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (32)$$

und durch Quadrieren und Division mit (31)

$$\sigma^2 K_2 = 0{,}053 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (33)$$

Gl. (32) bestimmt nun eine neue Gerade zwischen σ und $\left(\frac{1}{K_1}\right)$, welche das vorhin erwähnte Strahlenbüschel (Fig. 6) durchsetzt und dadurch die möglichen Werte von K_1 und σ auf einen engeren Bereich beschränkt. Überlegt man noch, daß σ kaum je größer als 6° gefunden wird, daß ferner die Winkel ε im allgemeinen wenig veränderlich und fast stets positiv sind, so wird eine Annahme

$$\sigma = 0{,}082 \text{ woraus } K_1 = 1{,}74 \quad K_2 = 0{,}78 \quad . \quad . \quad (34)$$

folgt, ziemlich richtig sein, weil an dieser Stelle das Büschel am engsten zusammengerückt und daher am wenigsten veränderliche und zugleich positive Werte liefert. Immerhin kann nur der Wert von σ einigermaßen als richtig gelten, während die Winkel ε keinen solchen Anspruch erheben können.

---

1) Es sei noch bemerkt, daß aus der soeben aufgestellten Beziehung (28) nach Einsetzen der Werte M und L die Gleichung folgt

$$\frac{G^2}{\left(\frac{\gamma}{g} F v_0^2\right)^2} = \zeta_A^2 = \frac{K_1^2}{K_2} \left(K_0 + K_2 \sigma^2 + \frac{\zeta_0 f}{F}\right),$$

somit für das Minimum des Widerstandes der Auftriebskoeffizient

$$\zeta_{A_0} = \sqrt{K_1^2 \sigma^2 + \frac{K_1^2 K_0}{K_2} + \frac{\zeta_0 f}{F} \frac{K_1^2}{K_2}} = K_1 \sqrt{\sigma^2 + \frac{K_0}{K_2} + \frac{\zeta_0 f}{K_2 F}} \quad (29)$$

Diese Bedingung tritt an die Stelle einer einfacheren, die von mir unter der angenäherten Annahme $K_1 = K_2$ in einem früheren Aufsatze (Zeitschr. für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1915, Seite 2) veröffentlicht wurde.

Setzt man die weiter unten abgeleiteten Werte für K_1, K_2, K_0 etc. ein, so findet man

$$\zeta_{A_0} = 0{,}323$$

Nach Zahlentafel III entspricht aber, wie durch Interpoliren festgestellt wird, diesem ζ_{A_0} eine Geschwindigkeit kleinsten Widerstandes von

$$v_0 \sim 28{,}8 \text{ m/s}$$

in guter Übereinstimmung mit der aus den Versuchen folgenden Annahme.

Aus der Beziehung (33) folgt weiter nach Einsetzen in den Wert von L mit $\zeta_0 = 0{,}6$

$$\frac{g}{\gamma} L = 0.971 = F(K_0 + \sigma^2 K_2) + \zeta_0 f = 36 \cdot 0{,}053 + 36 K_0 + 0{,}6 f,$$

woraus schließlich folgt

$$0{,}6 f + 36 K_0 = 0{,}781 \quad \ldots \ldots \quad (35)$$

als eine Beziehung zwischen der schädlichen Fläche f und dem Stirnwiderstandkoeffizienten der Tragflächen.

Zu diesem Ergebnis ist noch folgendes ergänzend zu bemerken: Betrachtet man den schädlichen Widerstand W_0 genauer, so kann man dabei die »schädliche Widerstandsfläche« f des Flugzeuges zusammengesetzt denken aus einem von der Neigung des Flugzeuges wenig abhängigen Teil (vordere Motorverschalung, Stirnkühler, Räder, Fahrgestell, sowie ein gewisser Anteil des Tragflächenwiderstandes) und einem stark davon beeinflußten Teil (eigentlicher Rumpf) mit den entsprechenden Widerstandsflächen f_0 und f_1. Der ganze schädliche Widerstand ist dann mit neuen Koeffizienten ζ_0 und ζ_1

$$W_0 = [f_0 \zeta_0 + f_1 \zeta_1 (\delta - \psi)^2] \frac{\gamma}{g} v^2 \quad \ldots \quad (36)$$

worin δ (wie oben) den kleinen Winkel zwischen Rumpf (Propellerachse) und der Flugrichtung bedeutet (»Durchhängen«), während ψ der Neigungswinkel ist, unter dem die in Frage kommende Ebene (Rumpfunterfläche) zur Rumpfachse geneigt ist.

Führt man auch in diese Gleichung wie in Gl. (26) die Winkel α und σ ein, so ergeben sich auch hier schließlich drei Glieder, von der Form λv^2, $\frac{\mu}{v^2}$, ν, wobei letzteres konstant ist, die in Gl. (27) für den gesamten Widerstand wieder in der Form

$$L v^2 + \frac{M}{v^2} - N$$

mit eingerechnet werden können.

Dadurch kommen kleine Korrekturen in die Endergebnisse. Hat man hier beispielsweise

$$\psi \sim -2^0, \; f_1 \sim 3\,m^2, \; \zeta_1 \sim 1/_6$$

geschätzt, so bekommt man schließlich $\sigma = K_1 = 0{,}141$ und $\sigma^2 K_2 = 0{,}051$ woraus ähnlich wie früher folgt

$$\sigma = 0{,}082 = 4^0\,40' \quad K_1 = 1{,}72 \quad K_2 = 0{,}77 \quad . \; (34a)$$

Gl. (25) verbessert sich jetzt zu

$$0{,}6 f + 36 K_0 = 0{,}788 \quad \ldots \ldots \quad (35a)$$

eine Beziehung, welche durch ein Gerade, einfach dargestellt werden kann. Hier ist nun die Wahl zwischen der schädlichen Fläche f_0 und dem Koeffizienten K_0 für den kleinsten Stirnwiderstand der unter $\alpha = 0^0$ angestellten Tragflächen zu treffen.

Dazu bietet sich nun allerdings kein Mittel mehr, und man ist auf eine Schätzung »plausibler« Grenzen, zwischen denen die wahren Werte liegen können, angewiesen. Da f_0 wohl kaum kleiner als 0,4 m² werden kann, K_0 dagegen nach Göttinger Versuchen nicht unter 0,01 sinkt, so sind diese Grenzen immerhin eng genug gezogen, um daraus auf etwa

$$K_0 = 0{,}012 \quad f_0 = 0{,}60 \quad \ldots \ldots \quad (36)$$

als brauchbare Mittelwerte schließen zu können.

Man könnte einwenden, daß die dabei getroffene Annahme von $f_1 = 3$ m² mindestens ebenso willkürlich war, indessen ist bald zu erkennen, daß auch durch größere Fehler in der Wahl von f_1 das Ergebnis bezüglich der anderen Größen nur unwesentlich geändert wird. Auf alle Fälle ist die gesamte schädliche Fläche, die im Mittel etwa

$$f = f_0 + f_1 \frac{\zeta_1}{\zeta_0} \sin^2 8^0 = 0{,}6 + 3 \cdot \frac{0{,}17}{0{,}6} 0{,}02 = 0{,}617 \quad (37)$$

betragen wird, als sehr klein zu bezeichnen, ebenso wie auch der Flügelwiderstand recht günstig erscheint, ein Ergebnis, das durch die guten Flugeigenschaften des in Betracht gezogenen Flugzeuges seine Bestätigung erfährt.

Endlich lassen sich noch die charakteristischen Kurven für die Tragflächen in der Form darstellen

$$\zeta_A = 1{,}72\,(\alpha + 0{,}082) \quad \zeta_w = 0{,}012 + 0{,}77\,\alpha^2 \quad . \; (38)$$

$$\text{Gleitzahl } \frac{\zeta_w}{\zeta_A} = E_t = \frac{0{,}012 + 0{,}77\,\alpha^2}{1{,}72\,(\alpha + 0{,}082)} \quad . \; . \; (39)$$

die in Fig. 7 als Funktion des Winkels α aufgetragen worden sind. In derselben Fig. sind auch (voll ausgezogen) die Gleitzahlen für das ganze Flugzeug nach der Gl.

$$E = \frac{\text{Widerstand}}{\text{Auftrieb}} = \frac{W_0 + W_t}{G} = \frac{f_1 \zeta_0}{F \zeta_A} + E_t = \frac{0{,}01}{\zeta_A} + E_t \; (40)$$

eingezeichnet worden.

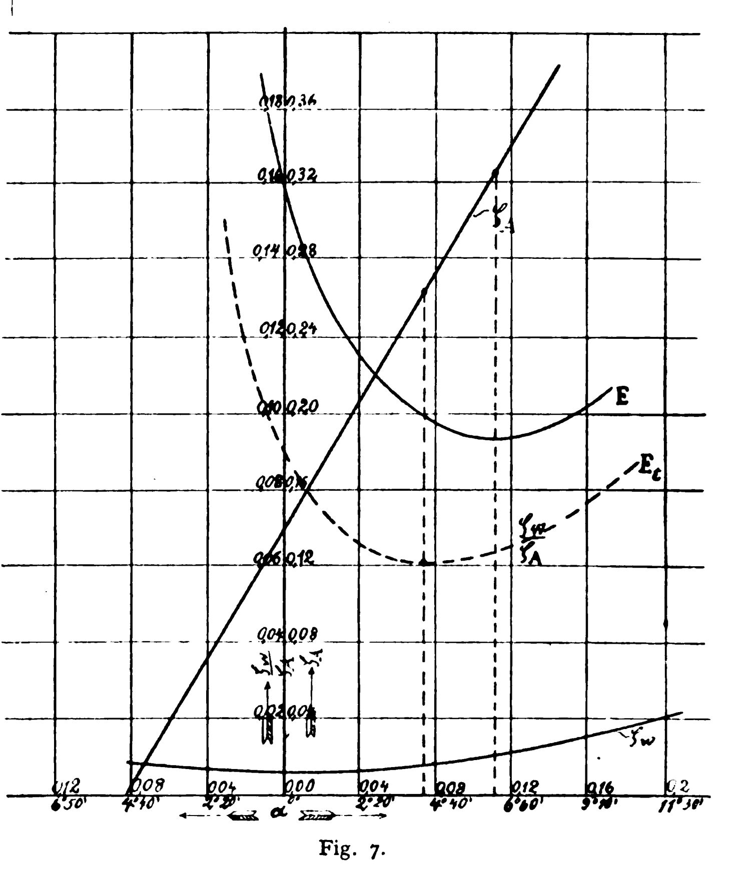


Fig. 7.

Die kleinste Gleitzahl ist danach

für die Tragfläche $0{,}062 = \frac{1}{16}$ (Gleitwinkel $3^3/_4{}^0$)

für das ganze Flugzeug $0{,}096 = \frac{1}{10{,}4}$ (Gleitwinkel $5^3/_4{}^0$).

Die letztere würde entsprechen dem geringsten Widerstand bei ca. 105 kmh. Für diese Geschwindigkeit und einer zugehörigen Schraubendrehzahl $n_0 = 570$ würde das beste Gleitvermögen erzielt werden können. Es ist zu beachten, daß im letzteren Falle des kleinsten Widerstandes der Anteil des Tragflächenwiderstandes noch immer stark überwiegt, er beträgt rd. 65% des Gesamtwiderstandes. Es scheint dies im Gegensatz zu stehen zu der vielfach eingebürgerten Meinung, daß in diesem Falle Tragflächen und schädlicher Widerstand gleich groß sein müßten. Dies letztere Ergebnis tritt aber nur unter ganz außergewöhnlichen Verhältnissen ein bei der sehr rohen Annäherung $K_0 = 0$, $\sigma = 0$, $K_1 = K_2$

$$\zeta_A = K_1 \alpha; \quad \zeta_w = K_1 \alpha^2; \quad \zeta_w = \alpha \zeta_A,$$

worauf schon in einem früheren Aufsatz von mir hingewiesen worden ist[1]).

[1]) A. Pröll, Ein einfaches Näherungsverfahren. (Zeitschr. für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1915, Seite 1).

Zusammenfassung.

An Hand der einfachen Schraubenzugformel

$$P = An^2 - Bnv$$

wird ein Rechnungsverfahren entwickelt, um aus Steig- und Gleitflügen brauchbare Widerstandswerte für Flugzeuge zu erhalten. Abänderung des Verfahrens bei ungenügender Zahl von Versuchsflügen; Beispiel und Bestimmung aerodynamisch wichtiger Daten aus den Versuchen.

Systematische Luftpropellerversuche.

Von Dr.-Ing. K. Schaffran.

II. Teil.

(Fortsetzung aus Heft 9/10).

In ähnlicher Weise, wie bereits im Teil I dieses Artikels Abschnitt E an dem Beispiel der Wasserpropeller gezeigt worden ist, sind im folgenden weitere Auswertungen der in Fig. 56 zunächst als Funktion des Fortschrittsgrades $\frac{V_e}{n\,D}$ dargestellten Modellpropellerversuchsergebnisse der Gruppe A mit $b/D = 23{,}5\%$ Blattbreitenverhältnis vorgenommen, zu dem Zweck, einen unmittelbaren Vergleich der einzelnen Propeller miteinander auf der Basis ein und desselben Belastungsgrades zu ermöglichen, wie er in einem bestimmten Konstruktionsfall gegeben ist. Als erste Bedingung muß dabei verlangt werden, daß alle Propeller der betreffenden Gruppe bei gleicher Geschwindigkeit gleichen Schub erzeugen. Da das bei jedem Propeller von bestimmtem Modell sowohl mit einem solchen von großem Durchmesser und kleiner Tourenzahl als auch mit einem von kleinem Durchmesser und großer Tourenzahl erreicht werden kann, so hat man noch die Freiheit, eine dieser beiden Größen, Durchmesser oder Tourenzahl, zu wählen, womit aber die andere eindeutig festgelegt ist. In den Fällen, in welchen der Propellerdurchmesser gegeben (beschränkt) ist, liegt, wie im Teil I Abschnitt E gezeigt worden ist, ein bestimmter Wert des sog. Durchmesserbelastungsgrades

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$$

vor, dem ein ganz bestimmter Wert des Wirkungsgrades sowie des Slip und Slipgrades des betreffenden Propellermodells zugeordnet sein muß. Die in Fig. 56 als Funktion dieses Durchmesserbelastungsgrades $\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$ aufgetragenen Diagramme der Versuchsergebnisse der Gruppe A gestatten demnach die Wahl des für den betreffenden Fall zweckmäßigsten Propellers und bestimmen außer dem besten Steigungsverhältnis die zugehörige Tourenzahl sowie den absoluten Wert des zu erwartenden Wirkungsgrades. Ist nicht wie oben der Durchmesser, sondern die Tourenzahl gegeben, so liegt nach den Ausführungen Teil I Abschnitt E ad 2 der Fall des sog. Tourenbelastungsgrades

$$C_n = \frac{\sqrt{S} \cdot n}{V_e^2}$$

vor, als dessen Funktion die Versuchsergebnisse der Gruppe A in Fig. 57 dargestellt sind. Durch diese Diagramme wird außer dem zweckmäßigsten Steigungsverhältnis der zugehörige Durchmesser und Wirkungsgrad bestimmt.

Obwohl das in obigem gewählte Verfahren, sämtliche Propeller einer Gruppe bei gleichem Schub und gleicher Geschwindigkeit miteinander zu vergleichen und für diese Verhältnisse auch zu dimensionieren, vom rein wissenschaftlich-technischen Standpunkte aus das logisch richtige ist, so kommt es für praktische Fälle doch seltener in Frage, weil in diesen meistens der Propellerschub, der erforderlich ist, um das Flugzeug auf die verlangte Geschwindigkeit zu bringen, nicht genau genug von vornherein ermittelt werden kann. In der Regel tritt die Aufgabe an den Konstrukteur in der Form heran, daß für einen gewählten Motor, der seine Maximalleistung bei einer bestimmten Tourenzahl abgibt, unter Zugrundelegung einer verlangten (geschätzten) Fluggeschwindigkeit derjenige Propeller bestimmt werden soll, der unter diesen Verhältnissen den besten Wirkungsgrad verspricht. Wie bereits im Teil I Abschnitt F nachgewiesen worden ist, schließen diese Bedingungen aus folgendem Grunde eigentlich eine technische Überbestimmung in sich. Wenn auch unter den einzelnen Propellern einer ganzen Serie auf Grund von Versuchsdiagrammen derjenige bestimmt werden kann, der die zur Verfügung stehende Drehleistung des Motors bei der verlangten Geschwindigkeit mit dem besten Wirkungsgrade und daher in den größtmöglichsten Schub umsetzt, so ist dabei doch noch in Frage gestellt, ob dieser Schub auch wirklich dazu ausreichen wird, den Widerstand des Flugzeuges bei der betreffenden Geschwindigkeit zu überwinden. Ist dieses nicht der Fall, so wird es eben unmöglich sein, selbst mit dem besten Propeller der betreffenden Gruppe das Flugzeug auf die verlangte Geschwindigkeit zu bringen und mit der Einführung der letzteren in die Rechnung einer der in der Aufgabe gegebenen Faktoren auf nicht einwandfreier Basis ruhen. Die Unsicherheit, welche hierin liegt, ist aber nicht so groß, um die Lösung der Aufgabe in der gestellten Form, d. h. unter den oben bezeichneten Bedingungen und Annahmen, wesentlich zu beeinträchtigen, da es einem geschickten Konstrukteur auf Grund seiner Erfahrungen meistens leicht sein wird, die zu erwartende Flugzeuggeschwindigkeit mit einiger Genauigkeit durch Überschlagsformeln rechnerisch zu bestimmen. Eine andere Frage, die an dieser Stelle zu erörtern wäre, ist allerdings, ob diese angenommene Geschwindigkeit des Flugzeuges überhaupt der Propellerberechnung zugrunde gelegt werden darf oder ob man nicht vielmehr, ähnlich bei den hinter einem Schiff arbeitenden Schrauben, so auch bei den Luftpropellern, gleichgültig, ob sie vor oder hinter dem Flugzeug angeordnet sind, damit rechnen muß, daß die Strömungsgeschwindigkeit der Luft im Bereich dieser Schrauben infolge der Einwirkung der benachbarten Tragdecks und des Rumpfes geringer als die Geschwindigkeit des Flugzeuges selbst ist. Ein Vergleich der Auswertungen der Versuchsdiagramme mit den Ergebnissen ausgeführter Luftschrauben läßt diese Annahme berechtigt erscheinen, zwecks sicherer Übertragung der Modellversuchsresultate auf die Verhältnisse naturgroßer Luftschrauben wären aber noch eingehende Versuche, die nur am Flugzeug selbst vorgenommen werden können, sehr erwünscht. Solange zuverlässige Daten hierüber nicht vorliegen, kann man sich bei Anwendung der Modellversuchsergebnisse den wirlichen Verhältnissen nur durch die Einführung von Übertragungskoeffizienten, welche den Vor- bzw. Nachstrom der Luft im Bereich des Propellers berücksichtigen, mit einiger Genauigkeit nähern.

In dem zuletzt erörterten Fall, wie er in der Praxis meistens vorliegt, handelt es sich also nach obigem darum, für einen gegebenen Motor, der seine Volleistung mit einer bestimmten Tourenzahl abgibt, den zweckmäßigsten Propeller für eine verlangte (geschätzte) Flugzeuggeschwindigkeit zu dimensionieren. Dabei ist vorläufig noch vorausgesetzt, daß man in der Wahl des Propellerdurchmessers nicht beschränkt ist. Unter diesen Verhältnissen liegt nach den Ausführungen Teil I Abschnitt F der sogenannte Tourenmomentgrad

$$C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}},$$

bei dem der betreffende Propeller arbeiten muß und als dessen Funktion die Versuchsergebnisse der Propellergruppe A in den Diagrammen Fig. 58 aufgetragen sind, fest.

Es bedeuten hierin:

M = Drehmoment des Motors in mkg;
n = Tourenzahl pro s;
V_e = Fortschrittsgeschwindigkeit des Propellers in m/sek. ungleich der Geschwindigkeit des Flugzeugs unter Berücksichtigung des Vor- oder Nachstroms $= V_m \cdot (1 - w)$;
V_m = Fluggeschwindigkeit in m/s;
w = Vor- und Nachstromziffer.

Durch die Schar der Wirkungsgradkurven der einzelnen Modellpropeller wird für den betreffenden Tourenmomentgrad

C_{n_m} das günstigste Steigungsverhältnis H_w/D sowie durch dieses der zugehörige Slipgrad

$$C_s = \frac{n\,D}{V_e}$$

bestimmt. Aus dem Wert von C_s ist es schließlich möglich, den erforderlichen Propellerdurchmesser mit

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n}$$

zu errechnen. Wie aus dem Verlauf der Wirkungsgradkurven zu ersehen, werden bei den niedrigen Tourenmomentgraden, die den hohen Fahrtgeschwindigkeiten entsprechen, die großen Steigungsverhältnisse und die diesen zugeordneten kleinen Propellerdurchmesser die besseren sein, bei den hohen Touren-

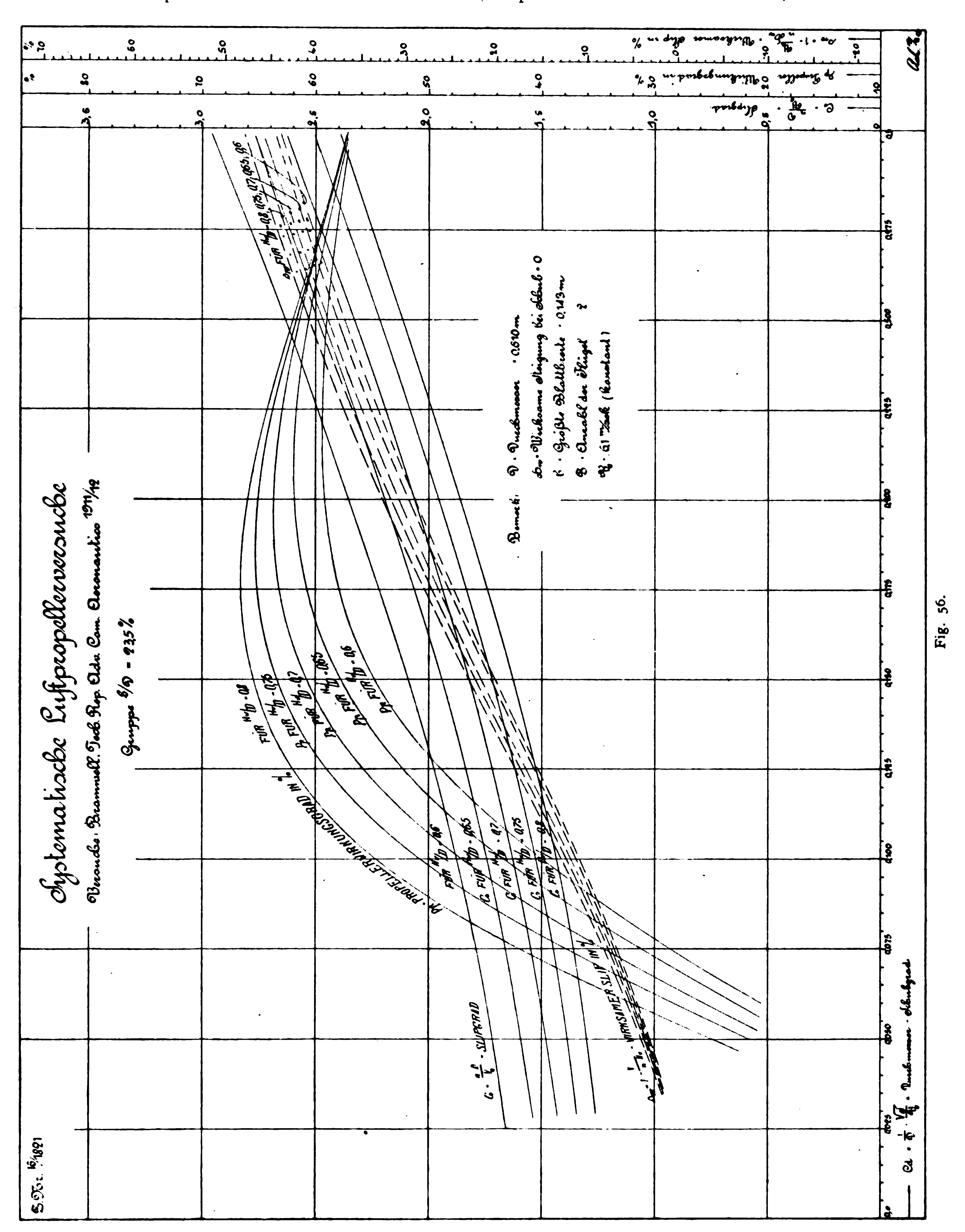


Fig. 56.

momentgraden aber, welche den niedrigen Fahrtgeschwindigkeiten entsprechen und die daher besonders für die Verhältnisse des Flugzeuges in Frage kommen, umgekehrt die kleinen Steigungsverhältnisse und die diesen zugeordneten großen Propellerdurchmesser die günstigeren Verhältnisse erwarten lassen. Die Maxima der mit den einzelnen Steigungsverhältnissen überhaupt erreichbaren Wirkungsgrade liegen ungefähr bei dem gleichen verhältnismäßig hohen (wirksamen) Slip von 30 %. Da nun während der Periode des Aufstieges der Propeller wegen der geringen Geschwindigkeit unter noch bedeutend höheren Slipverhältnissen und Belastungsgraden, die einen starken Wirkungsgradabfall zur Folge haben, arbeiten muß, so wird man mit Rücksicht hierauf für die Verhältnisse, wie sie bei der Höchstgeschwindigkeit des Flugzeuges in Frage

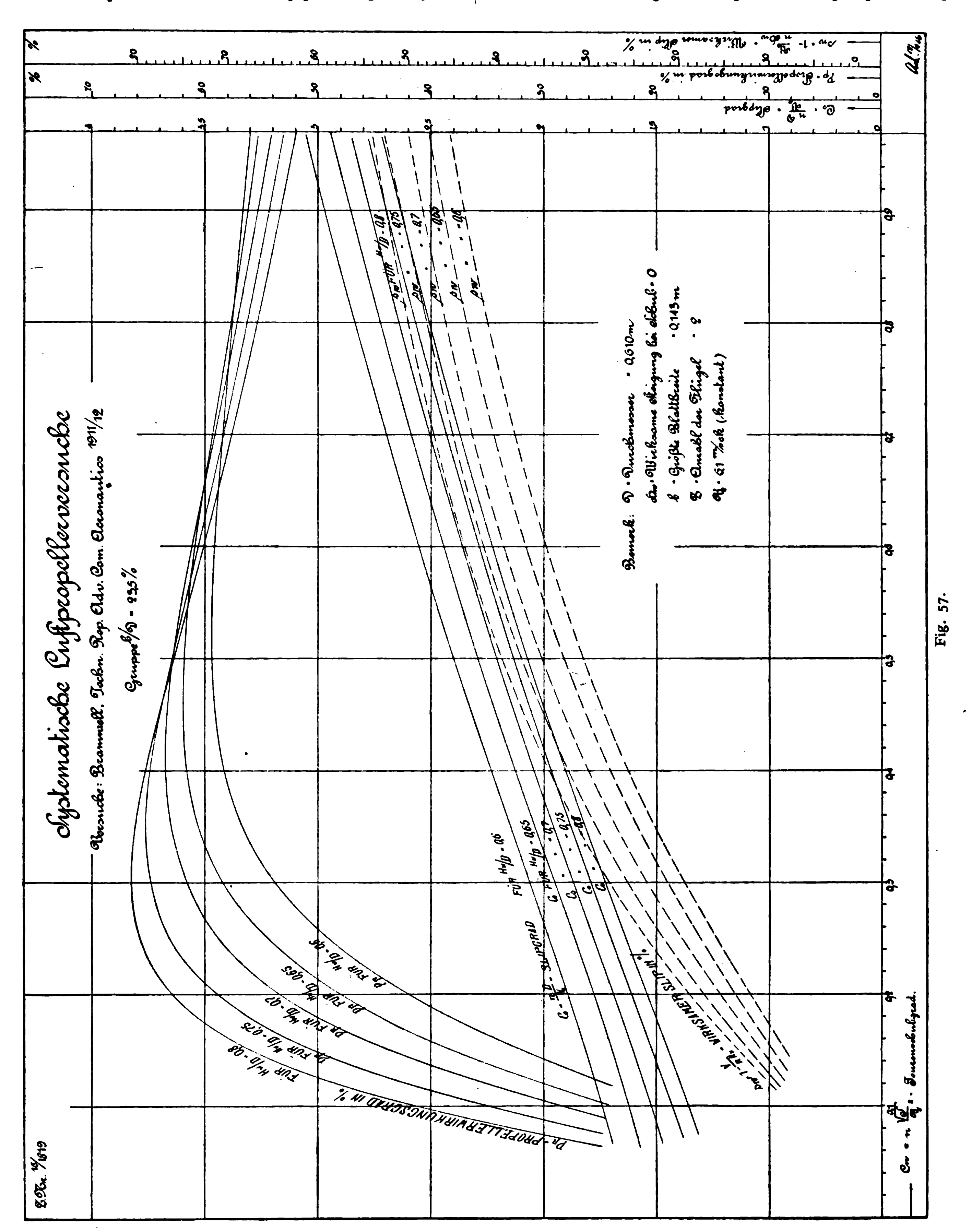


Fig. 57.

kommen, den Propeller zweckmäßigerweise so dimensionieren, daß er beiden auseinanderstrebenden Anforderungen nach Möglichkeit gerecht wird, d. h. im letzten Falle bei einem kleineren Slip arbeitet, als er dem im Maximum erreichbaren Wirkungsgrad entspricht, was durch Wahl eines größeren Durchmessers und kleineren Steigungsverhältnisses bewerkstelligt werden kann.

Auf Grund von Nachrechnungen bewährter ausgeführter Propeller, die bei gegebenen Maschinenleistungen und Tourenzahlen für bestimmte Geschwindigkeit dimensioniert waren, welche also bei ganz bestimmten damit gegebenen Tourenmomentgraden

$$C_{nm} = n \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}$$

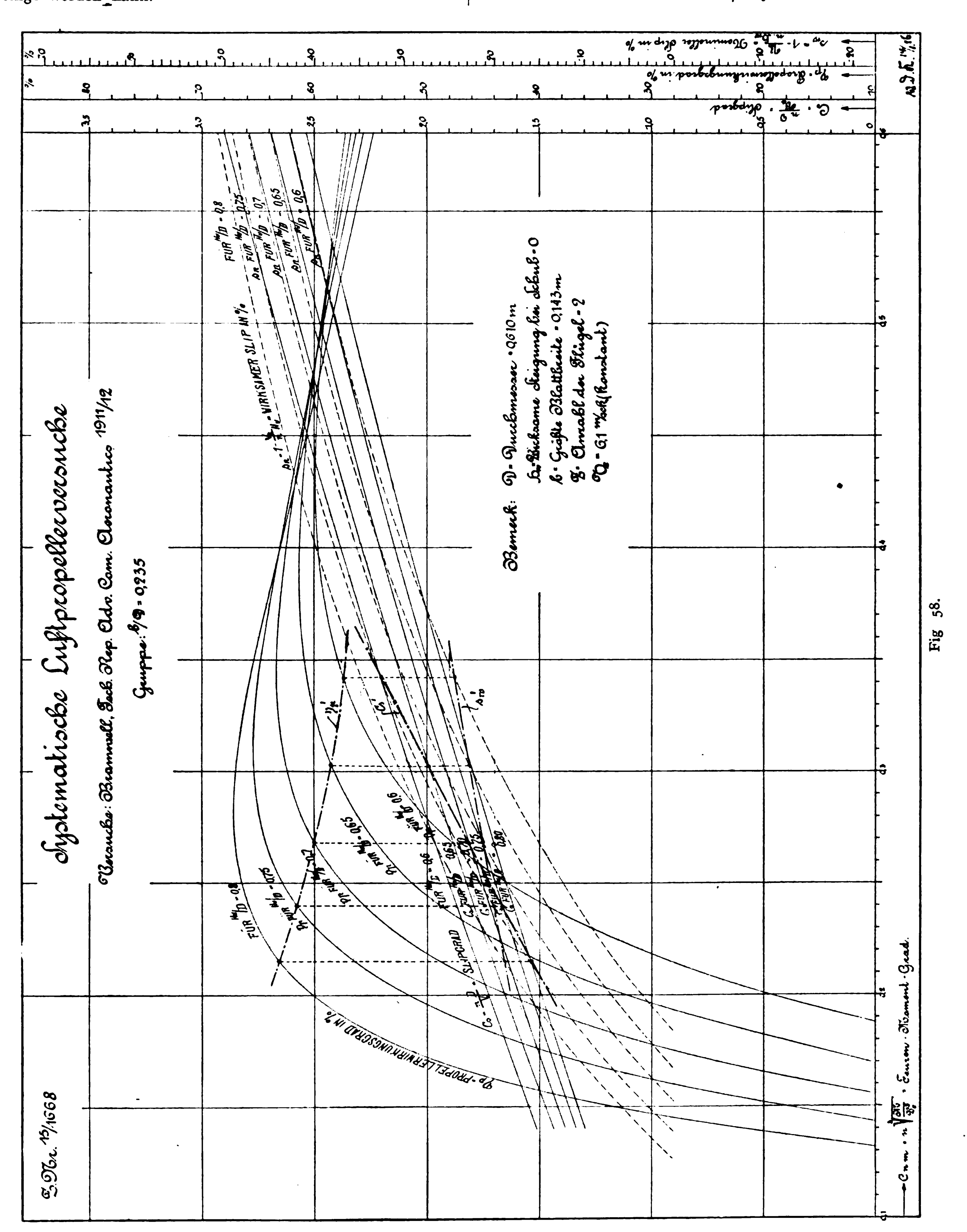


Fig. 58.

zweckmäßig arbeiten sollten, sind für diese vorliegenden Werte von C_{nm} die zugehörigen in obigem Fall ebenfalls gegebenen von

$$C_s = \frac{nD}{V_e}$$

rechnerisch ermittelt worden und in den Diagrammen Fig. 58 als strichpunktierte C_s' Kurve eingetragen. Die Schnittpunkte dieser C_s' Kurve mit der Schar der für die einzelnen untersuchten Steigungsverhältnisse geltenden Slipgradkurven C_s des betreffenden Diagrammes bestimmen in diesem zugeordneten Wirkungsgrade, dargestellt durch die ebenfalls strichpunktiert eingetragene η_p' Kurve, welche nicht das Maximum der in den betreffenden Konstruktionsfällen überhaupt erzielbaren Wirkungsgrade erreichen, sondern um einen gewissen annähernd gleichmäßig großen Prozentsatz unterhalb derselben liegen. Unter der Annahme der erörterten Übertragungsmöglichkeit der Modellversuchsergebnisse auf die Verhältnisse üblicher naturgroßer Luftschrauben könnte man daraus den Schluß ziehen, daß letztere bei der Höchst- oder Konstruktionsgeschwindigkeit durchweg nicht mit dem überhaupt erreichbaren, besten Wirkungsgrad arbeiten, sondern mit Rücksicht auf gute Aufstiegsverhältnisse so dimensioniert sind, daß sie auch für diese günstige Resultate erwarten lassen. Die Grenze, welche in der Praxis dabei in der Regel eingehalten wird, ist durch die erwähnte strichpunktiert eingetragene C_s' Kurve bestimmt, die es nach folgenden Zahlenbeispielen ermöglicht, in einem bestimmten vorliegenden Fall die zweckmäßigsten Hauptdimensionen der Propeller rechnerisch zu ermitteln.

Zahlenbeispiele:

Aufgabe a: Gegeben: Motor von $WPS = 127$ abgebremsten Wellenpferdestärken bei $n_s = 1400$ Touren pro min und angenommene Flugzeuggeschwindigkeit $V_s = 115$ km/h. Verlangt: Durchmesser, Steigung und Wirkungsgrad eines zweckmäßigen Propellers.

Zur Verfügung stehendes Drehmoment

$$M = \frac{WPS \cdot 75}{2\pi \cdot n_s} \cdot 60 = 65 \text{ mkg};$$

$$n = \text{Tourenzahl pro s} = \frac{n_s}{60} = \frac{1400}{60} = 23,3;$$

V_e = Fortschrittsgeschwindigkeit des Propellers in ms unter Berücksichtigung des Vor- bzw. Nachstroms $= V_m \cdot (1 - w)$;

$$V_m = \text{Flugzeuggeschwindigkeit in ms} = \frac{V_s}{3,6} = \frac{115}{3,6} = 32 \text{ ms};$$

w = (angenommene) Nachstromziffer = 0,10;

$$V_e = 32 \cdot 0,90 = 28,8 \text{ ms};$$

$$\text{Tourenmomentgrad } C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} = 23,3 \cdot \sqrt[3]{\frac{65}{28,8^5}} = 0,345.$$

Für diesen Wert von $C_{nm} = 0,345$ bestimmen die Diagramme Fig. 58 ein zweckmäßiges Steigungsverhältnis $H_w/D = 0,60$, den diesem zugeordneten Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 0,21$$

und einen Wirkungsgrad $\eta_p = 57,2\,\%$. Mithin ergibt sich ein Propellerdurchmesser

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n} = 2,21 \cdot \frac{28,8}{23,3} = 2,74 \text{ m}$$

und eine wirksame Steigung von

$$H_w = D \cdot 0,60 = 2,74 \cdot 0,60 = 1,64 \text{ m}.$$

Erfahrungsmäß ist nun die Sehnensteigung eines normalen Luftpropellers um einen gewissen Prozentsatz kleiner als die oben bezeichnete wirksame der betreffenden Modellpropeller Gruppe A, so daß sich im vorliegenden Fall unter Zugrundelegung eines bestimmen Propellersystems, bei dem dieser Unterschied im Durchschnitt c. 4 % beträgt, für die Konstruktion eine Steigung von

$$H = H_w \cdot 0,96 = 1,64 \cdot 0,96 = 1,57 \text{ m}$$

ergeben würde.

Aufgabe b: Gegeben: Motor $WPS = 165$ abgebremsten Wellenpferdestärken bei $n_s = 1400$ Touren pro Minute und angenommene Flugzeuggeschwindigkeit $V_s = 130$ km/h.

$$\text{Drehmoment } M = \frac{\text{WPS} \cdot 75}{2\pi \cdot n_s} \cdot 60 = \frac{165 \cdot 75}{2\pi \cdot 1400} \cdot 60 = 84,5 \text{ mkg}.$$

$$n = 23,3 \text{ pro s};$$

$$V_e = \frac{V_s}{3,6}(1 - w) = \frac{130}{3,6} \cdot 0,90 = 32,5 \text{ m/s};$$

$$\text{Tourenmomentgrad } C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} = 23,3 \cdot \sqrt[3]{\frac{84,5}{32,5^5}} = 0,309.$$

Dieser Wert von $C_{nm} = 0,309$ bestimmt nach den Diagrammen Fig. 58 ein zweckmäßiges Steigungsverhältnis $H_w/D = 0,64$, den diesem zugeordneten Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 2,02$$

und einen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 58,7\,\%$. Mithin beträgt der Durchmesser des passenden Propellers

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n} = 2,02 \cdot \frac{32,5}{23,3} = 2,81 \text{ m},$$

die wirksame Steigung

$$H_w = D \cdot 0,64 = 2,81 \cdot 0,64 = 1,80 \text{ m}$$

und die Sehnensteigung

$$H = H_w \cdot 0,96 = 1,80 \cdot 0,96 = 1,73 \text{ m}.$$

Aufgabe c:

$$WPS = 235; \quad n_s = 1400 \text{ s};$$

$$V_s = 155 \text{ km/h};$$

$$M = \frac{235 \cdot 75}{1400} \cdot 60 = 120 \text{ mkg};$$

$$V_e = \frac{155}{3,6} \cdot 0,90 = 38,8 \text{ m/s};$$

$$n = 23,3;$$

$$C_{nm} = 23,3 \cdot \sqrt[3]{\frac{120}{38,8^5}} = 2,58;$$

$$H_w/D = 0,72;$$

$$\eta_p = 60,5\,\%;$$

$$C_s = 1,77;$$

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n} = 1,77 \cdot \frac{38,8}{23,3} = 2,95 \text{ m};$$

$$H_w = D \cdot 0,8 = 2,95 \cdot 0,72 = 2,12 \text{ m};$$

$$H = H_w \cdot 0,96 = 2,12 \cdot 0,96 = 2,03 \text{ m}.$$

Der Vollständigkeit wegen sind schließlich in den Diagrammen Fig. 58 die Ergebnisse der Propellergruppe A entsprechend den Ausführungen im Teil I, Abschnitt F auch noch als Funktion des sogenannten Durchmessermomontgrades

$$C_{dm} = \frac{1}{D} \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}}$$

aufgetragen, d. h. geeignet zur bequemen Auswertung, wenn für den Propellerdurchmesser aus konstruktiven Gründen ein bestimmtes Maß eingehalten und der Motor seine volle Leistung mit der Konstruktionstourenzahl bei einer verlangten (geschätzten) Geschwindigkeit abgeben soll. In diesem Falle handelt es sich darum, ohne Rücksicht auf den Propellerwirkungsgrad nur noch die erforderliche Steigung zu ermitteln, bei deren Wahl es möglich ist, die vorhandene Leistung des Motors bei der betreffenden Flugzeuggeschwindigkeit aufzuzehren.

Zahlenbeispiel: Aufgabe d.

Gegeben sei ein Motor von $WPS = 165$ abgebremste Pferdestärken, der seine Normalleistung bei $n_s = 1400$ Touren pro min. aufweist. Der Propellerdurchmesser soll $D = 2,70$ m

nicht überschreiten und der Motor bei $V_e = 110$ km/h Flugzeuggeschwindigkeit auf seine volle Tourenzahl kommen

Drehmoment $M = 84{,}5$ mkg;

$n = 23{,}3$ pro s;

$$V_e = V_m (1 - w) = \frac{110}{3{,}6} \cdot 0{,}9 = 27{,}5 \text{ m/s};$$

Durchmessermomentgrad

$$C_{dm} = \frac{1}{D} \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = \frac{1}{2{,}7} \cdot \sqrt[3]{\frac{84{,}5}{27{,}5^2}} = 0{,}178$$

Slipgrad $C_s = \frac{n D}{V_e} = \frac{23{,}3 \cdot 2{,}7}{27{,}5} = 2{,}29;$

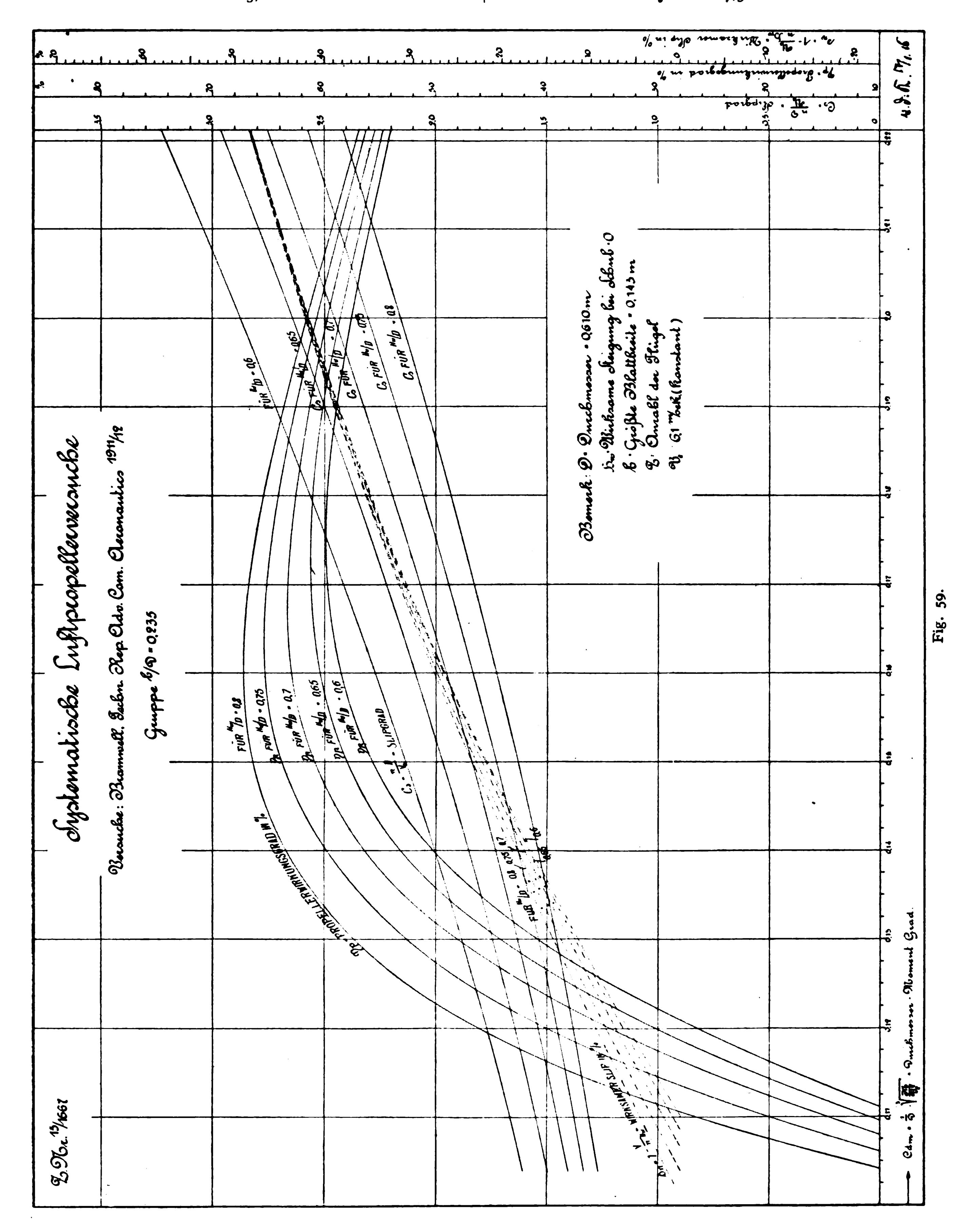


Fig. 59.

Für diese Werte von $C_{dm} = 0{,}178$ und $C_s = 2{,}29$ bestimmen die Diagramme Fig. 59 ein erforderliches Steigungsverhältnis $H_w/D = 0{,}66$ und einen Propellerwirkungsgrad $\eta_v = 61{,}5\,\%$.

Mithin beträgt die wirksame Steigung

$$H_w = D \cdot 0{,}66 = 2{,}7 \cdot 0{,}66 = 1{,}78 \text{ m}$$

und die Sehnensteigung des Propellers

$$H = H_w \cdot 0{,}96 = 1{,}78 \cdot 0{,}96 = 1{,}71 \text{ m}.$$

Die in obigen Zahlenbeispielen auf Grund der Auswertungsdiagramme der Propellerserie A berechneten Propellerhauptdimensionen und Wirkungsgrade stellen wegen der Abweichung der untersuchten Modellpropeller von den Konstruktionsverhältnissen der verschiedenartigen Systeme neuerer ausgeführten Luftschrauben naturgemäß noch keine absoluten Werte dar. Die Diagramme können jedoch einem geschickten Konstrukteur als ein relativer Maßstab dienen, um mit Hilfe von erfahrungsgemäß durch Nachrechnung abgeleiteten Übertragungskoeffizienten auf die Verhältnisse naturgroßer Luftschrauben zu kommen.

Wünschenswert dürfte es noch erscheinen, in gleicher Weise wie dies im Teil I Abschnitt G an dem Beispiel der untersuchten Wasserpropeller durchgeführt worden ist, auf Grund der Versuchsergebnisse der Modell-Luftpropeller allgemeine, in gewissen beschränkten Grenzen gültige Formeln abzuleiten, welche es dem Konstrukteur ermöglichen, auch ohne direkte Benutzung der Diagramme in einem bestimmten vorliegenden Fall die Hauptdimensionen des zweckmäßigsten Propellers überschläglich festzustellen. Nach den Diagrammen Fig. 58 steht der Slipgrad für die zweckmäßigsten Propeller C_s mit dem Tourenmomentgrad

$$C_{n_m} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}$$

ungefähr in folgender Beziehung

$$C_s' = \frac{n\,D}{V_e} = k \cdot (C_{n_m})^{3/4} = k \cdot \left(n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}\right)^{3/4};$$

worin k eine Konstante bedeutet.

$$\frac{n^4 D^4}{V_e^4} = \frac{n^3 M}{V_e^5};$$

$$n\,D^4 = k \cdot \frac{M}{V_e};$$

$$D^4 = k \cdot \frac{M}{V_e \cdot n} = k \cdot \frac{M \cdot n}{V_e\,n^2} = k \cdot \frac{WPS}{V_e \cdot n^2};$$

$$D = k \cdot \sqrt[4]{\frac{WPS}{V_e \cdot n^2}};$$

oder für die Fortschrittsgeschwindigkeit des Propellers V_e in ms die Flugzeuggeschwindigkeit V_s in km/h und für die Tourenzahl n pro Sekunde die pro Minute n_s eingesetzt:

$$D = k \cdot \sqrt[4]{\frac{WPS}{V_s \cdot n_s^2}};$$

D = Propellerdurchmesser in m.

Diese Formel ist in ihrem Aufbau mit der im Teil I (s. Heft 7/8 Jahrg. 1916 d. Zeitschr. S. 121) bereits für die Dimensionierung von Wasserpropellern abgeleiteten vollkommen gleichartig, obwohl dort die Auswertung für die im Maximum überhaupt erreichbaren Wirkungsgrade vorgenommen wurde.

Führt man der Bequemlichkeit wegen in die Rechnung die Werte von V_s mit dem hundertsten Teil ihres absoluten und die von n_s mit dem tausendsten desselben ein, so ergibt sich eine genügende Übereinstimmung des aus dieser Formel errechneten Durchmessers mit dem auf Grund der Diagramme in den obigen Aufgaben a—c ermittelten, wenn man den Beiwert k gleich 1 wählt.

Aufgabe a: $WPS = 127$; $n_s = 1400$/min. $V_s = 151$ kmh.

$$D = 1 \cdot \sqrt[4]{\frac{127}{1{,}15 \cdot 1{,}4^2}} = 2{,}74 \text{ m}.$$

Aufgabe b: $WPS = 165$; $n_s = 1400$/min.

$V_s = 130$ km/h.

$$D = 1 \cdot \sqrt[4]{\frac{165}{1{,}3 \cdot 1{,}4^2}} = 2{,}83 \text{ m}.$$

Aufgabe c: $WPS = 235$; $n_s = 1400$/min.

$V_s = 155$ km/h.

$$D = 1 \cdot \sqrt[4]{\frac{235}{1{,}55 \cdot 1{,}4^2}} = 2{,}96 \text{ m}.$$

Die bei zweckmäßiger Propellerdimensionierung erreichbaren Wirkungsgrade η_v stehen mit den Werten der Slipgrade C_s nach den Diagrammen Fig. 58 in der gesetzmäßigen Beziehung:

$$\eta_v = \frac{k}{\sqrt[3]{C_s}} = k \cdot \sqrt[3]{\frac{V_e}{n\,D}} = k \cdot \sqrt[3]{\frac{V_s}{n_s \cdot D}}.$$

Für n_s mit $\frac{1}{1000}$ und V_s mit $\frac{1}{100}$ ihrer absoluten Werte ist der konstante Beiwert k im Durchschnitt etwa 0,85, wie ebenfalls an den obigen 3 Aufgaben zahlenmäßig nachgewiesen werden kann:

Aufgabe a: $V_s = 115 \cdot n_s = 1400$; $D = 2{,}74$ m

$$\eta_v = 0{,}85 \cdot \sqrt[3]{\frac{1{,}15}{1{,}4 \cdot 2{,}74}} = 0{,}570.$$

Aufgabe b: $V_s = 130$; $n_s = 1400$; $D = 2{,}83$ m

$$\eta_v = 0{,}85 \cdot \sqrt[3]{\frac{1{,}30}{1{,}40 \cdot 2{,}83}} = 0{,}586.$$

Aufgabe c: $V_s = 155$; $n_s = 1400$; $D = 2{,}96$

$$\eta_v = 0{,}85 \cdot \sqrt[3]{\frac{1{,}55}{1{,}4 \cdot 2{,}96}} = 0{,}610.$$

Diese auf Grund der Diagramme ermittelten Wirkungsgrade stellen wegen der Abweichung der untersuchten Modellpropeller von üblichen ausgeführten Luftschrauben naturgemäß ebenfalls noch keine absoluten Werte dar, sondern können nur als relativer Maßstab und als ein ungefährer Anhalt zur Beurteilung der zu erwartenden Verhältnisse dienen. Sie sind an sich nicht unwesentlich kleiner, als sie in der Praxis meistens in derartigen Fällen angenommen werden, was darauf zurückgeführt werden kann, daß bei obigen Beispielen durchweg mit einer Vor- oder Nachstromgeschwindigkeit von 10 % und infolgedessen mit einer um den gleichen Prozentsatz geringeren Fortschrittsgeschwindigkeit des Propellers gerechnet worden ist, während die Luftpropellerkonstrukteure letztere meistens gleich der Flugzeuggeschwindigkeit einsetzen und daher fälschlicherweise auf eine entsprechend größere effektive Propellerschubarbeit kommen, die bei Zugrundelegung derselben Motorstärke scheinbar einem besseren Propellerwirkungsgrad entspricht.

Um schließlich nach Festlegung des auf obige Weise ermittelten zweckmäßigsten Propellerdurchmesser auch die zugehörige Steigung rein rechnerisch, ohne direkte Anwendung der Diagramme in den durch die Aufgaben a—c bezeichneten Konstruktionsfällen zu finden, kann die gesetzmäßige Abhängigkeit der Kurve des wirksamen Slips s_w von der des sog. Slipgrades C_s benutzt werden. Der wirksame Slip nimmt nach den Diagrammen Fig. 58 bei den höheren Tourenmomentgraden C_{0_m} in der Weise zu, daß den zugeordneten höheren Slipgraden C_s und niedrigeren Steigungsverhältnissen H_w/D die größeren Werte von s_w entsprechen. Führt man der Bequemlichkeit wegen, statt des Slip die diesen ebenfalls kennzeichnenden Verhältnisse von $\frac{n\,H}{V_e}$ ein, so findet man in den Grenzen, wie sie für übliche Propellerausführungen in Frage kommen, d. h. zwischen den Tourenmomentgraden C_{n_m} von 0,25 bis 0,35 folgenden Zusammenhang:

$$\frac{n\,H_w}{V_e} = 1{,}09 \cdot \sqrt[4]{C_s} = 1{,}09 \sqrt[4]{\frac{n\,D}{V_e}}.$$

Da die Werte von n und V_e durch die Aufgabe gegeben und der Durchmesser D bereits ermittelt worden ist, so kann man die wirksame Steigung H_w zahlenmäßig wie folgt bestimmen:

Aufgabe a: $n = 23{,}3$; $D = 2{,}74$; $V_e = 28{,}8$;

$$\frac{n H_w}{V_e} = 1{,}09 \cdot \sqrt[4]{\frac{23{,}3 \cdot 2{,}74}{28{,}8}} = 1{,}325;$$

$$H_w = 1{,}325 \cdot \frac{28{,}8}{23{,}3} = 1{,}64 \text{ m}.$$

Aufgabe b; $n = 23{,}3$; $D = 2{,}83$; $V_e = 32{,}5$;

$$\frac{n H_w}{V_e} = 1{,}09 \cdot \sqrt[4]{\frac{23{,}3 \cdot 2{,}83}{32{,}5}} = 1{,}302;$$

$$H_w = 1{,}30 \cdot \frac{32{,}5}{23{,}3} = 1{,}81 \text{ m};$$

Aufgabe c: $n = 23{,}3$; $D = 2{,}96$; $V_e = 38{,}8$;

$$\frac{n H_w}{V_e} = 1{,}09 \cdot \sqrt[4]{\frac{23{,}3 \cdot 2{,}96}{38{,}8}} = 1{,}26;$$

$$H_w = 1{,}26 \cdot \frac{38{,}8}{23{,}3} = 2{,}10 \text{ m}.$$

Die auf diese Weise auf Grund der Beziehungsgleichung rein rechnerisch ermittelten Werte für die wirksamen Steigungen H_w stimmen mit den aus den Diagrammen gefundenen genügend überein, müssen aber wie diese, um auf die Sehnensteigungen zu kommen, je nach den Querschnitts- und Breitenverhältnissen der Flügel des betreffenden Systems noch um einen gewissen (konstanten) Prozentsatz reduziert werden. Diese Steigungen dürfen aber naturgemäß nur unter der Voraussetzung gewählt werden, daß es auch wirklich möglich ist, die in obiger Weise errechneten zweckmäßigsten Propellerdurchmesser einzuhalten. Ist dies aus konstruktiven Gründen nicht der Fall, muß man z. B. unter den gestellten Bedingungen mit einem kleineren (beschränkten) Durchmesser auszukommen suchen, so ist es erforderlich, die Steigung entsprechend zu erhöhen, um die zur Verfügung stehende Motorenleistung mit der normalen Tourenzahl bei der betreffenden Geschwindigkeit abgeben zu können. Über den Zusammenhang, welcher unter diesen Umständen zwischen Durchmesser und Steigung gewahrt werden muß, lassen sich aus den Diagrammen Fig. 58 ebenfalls Schlußfolgerungen ziehen. Für einen unter mittleren Verhältnissen vorliegenden Tourenmomentgrad $C_{n_m} = 0{,}30$ verhalten sich die zu wählenden Steigungsverhältnisse H_w/D umgekehrt wie die Quadrate der zugehörigen Slipgrade

$$C_s = \frac{n D}{V_e}.$$

Mithin besteht die Beziehungsgleichung:

$$H_w/D = \frac{1}{C_s^2} = k \cdot \frac{V_e^2}{n^2 D^2},$$

wobei k eine Konstante bedeutet.

$$H_w \cdot D = k \cdot \frac{V_e^2}{n^2}.$$

Da die Werte von V_e und n durch die Aufgabe gegeben sind und auch eingehalten werden sollen, so ist der Ausdruck

$$k \cdot \frac{V_e^2}{n^2}$$

als Konstante zu betrachten. Es folgt daraus, daß das Produkt $H_w \cdot D$, d. h. Steigung mal Durchmesser, bei Änderung des letzteren auf einen kleineren als dem vorher für die zweckmäßigsten Verhältnisse errechneten Wert ebenfalls als gleich groß eingehalten werden muß und die Steigung dementsprechend zu erhöhen wäre. Ist es also im Fall der Aufgabe c nicht möglich, den vorher ermittelten Durchmesser von $D = 2{,}95$ m zu wählen und muß man mit einem solchen von nur $D = 2{,}80$ m auszukommen suchen, so wäre auch die oben errechnete Steigung $H_w = 2{,}10$ m entsprechend in folgender Weise zu ändern.

$$H_w \cdot D = 2{,}10 \cdot 2{,}95 = 6{,}20 = k;$$

$$D' = 2{,}80 \text{ m};$$

$$H_w' \cdot D' = 6{,}20;$$

$$H_w' = \frac{6{,}20}{2{,}80} = 2{,}21 \text{ m}.$$

Ob bei Wahl dieses kleineren Durchmessers von $D' = 2{,}80$ m und der zugehörigen höheren Steigung von $H' = 2{,}21$ m der Propellerwirkungsgrad bei Höchstgeschwindigkeit eine Verringerung erleidet, dürfte nach dem Verlauf der Wirkungsgradkurven in den Diagrammen Fig. 46 zu urteilen noch zweifelhaft sein, wahrscheinlich wird sogar das Umgekehrte eintreten und das Flugzeug nur in seinen Aufstiegsverhältnissen eine Verschlechterung erfahren. **(Schluß folgt.)**

Über die Veränderlichkeit der Angaben des Robinsonschen Schalenkreuzes.

Von Dr.-Ing. W. Wilke, Privatdozent an der Universität Leipzig.

Zur Bestimmung der Eigengeschwindigkeit von Flugzeugen werden wegen ihrer Einfachheit viel die Fahrtmesser angewandt, die auf manometrischem Wege die Geschwindigkeit gemäß der Beziehung messen:

$$p = \beta \cdot \frac{\gamma \cdot w^2}{2 g}.$$

worin

p der am Manometer abgelesene Staudruck,
β eine der Röhre eigene Konstante, Beiwert genannt,
γ das spezifische Gewicht der Luft,
w die Windgeschwindigkeit,
g die Erdbeschleunigung

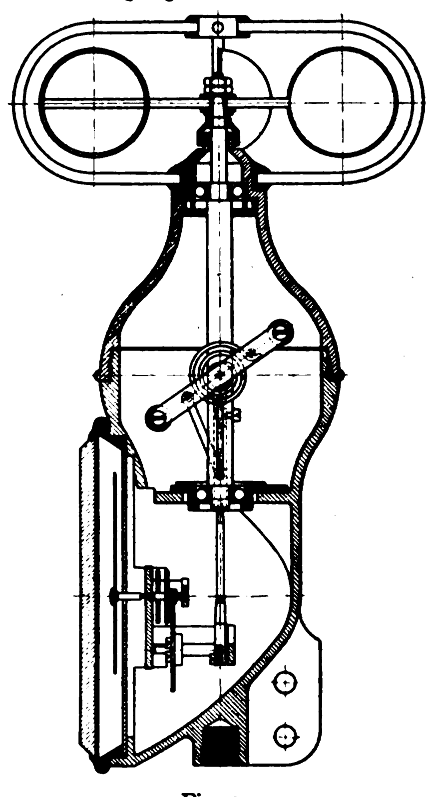


Fig. 1.

Schalenkreuzanemometer von Wilhelm Morell, Leipzig.

sind. Sie haben bekanntlich den Nachteil, daß ihre Angaben sehr stark von der Luftdichte beeinflußt werden. Es treten dadurch Abweichungen auf, die in Höhen von beispielsweise 5000 m etwa 40% betragen. Im Gegensatz dazu ist die Anzeige der Fahrtmesser, die, wie es die Fig. 1 zeigt[1]), mit dem Robinsonschen Schalenkreuz ausgerüstet sind, praktisch eine un-

[1]) Ausführung des Tachometerwerkes Wilhelm Morell, Leipzig.

veränderte. Das Schalenkreuz nimmt im Winde eine ganz bestimmte mittlere Winkelgeschwindigkeit an, und zwar derart, daß die mittlere absolute Geschwindigkeit des Schalenmittelpunktes in annähernd konstantem Verhältnis c zur Windgeschwindigkeit steht. Bei ihnen ist lediglich die Reibung der Tachometerspindel die Veranlassung, daß die Angaben eine Änderung erleiden können. Wäre keine Reibung vorhanden, so läßt sich übrigens über das Verhältnis c folgende Rechnung anstellen, die auch zu gleicher Zeit über die beim Schalenkreuz auftretenden Kräfte Aufschluß gibt. Sie soll zum Ziel nicht die Ermittelung der Größe von c haben, die einfacher durch den Versuch festgestellt werden kann, sondern nur Schlüsse auf die Gesetzmäßigkeit der Veränderungen von c durch Reibung, Luftdichte und Windgeschwindigkeit zulassen.

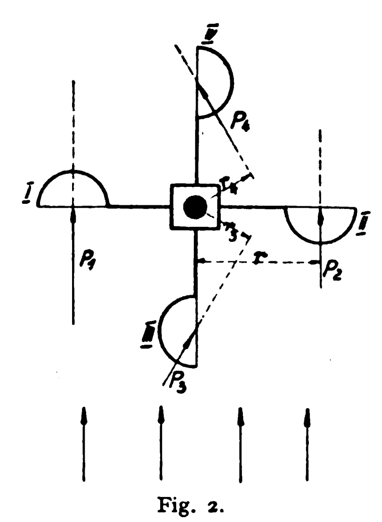


Fig. 2.

Bei der in Fig. 2 dargestellten Stellung des Schalenkreuzes wirken auf die vier Schalen die Kräfte P_1, P_2, P_3 und P_4, deren resultierendes Moment in bezug auf die Drehachse M_w sei. Bei gleichförmiger Geschwindigkeit des Schalenkreuzes, also bei der Winkelgeschwindigkeit ω = konst. und damit der Winkelbeschleunigung $\varepsilon = \frac{d\omega}{dt} = 0$, wird M_w gleich Null:

$$M_w = P_1 \cdot r - P_2 \cdot r - P_3 \cdot r_3 - P_4 \cdot r_4 = 0 \quad . \quad . \quad (1)$$

Ganz allgemein berechnet sich die auf eine einzelne Schale vom Winde ausgeübte Kraft aus der Beziehung

$$P = \psi \cdot \mu \cdot F \cdot w^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

worin

ψ ein von der Form der Schale abhängiger Koeffizient,

F die Projektion der Kugelschale auf die Normalebene zur Windrichtung,

μ die Luftdichte $\left(= \frac{\gamma}{g}\right)$

w die relative Geschwindigkeit der Schale zur umgebenden Luft

sind.

Danach ergibt sich die Berechnung von P_1 und P_2 in einfacher Weise wie folgt:

Nennt man die absolute Geschwindigkeit des Schalenmittelpunktes w_s und die absolute Windgeschwindigkeit w_l, so berechnen sich P_1 und P_2 zu

$$P_1 = \psi_1 \cdot \mu \cdot F_1 \cdot w_1^2 = \psi_1 \cdot \mu \cdot F_1 \cdot (w_l - w_s)^2 \quad . \quad (2a)$$

$$P_2 = \psi_2 \cdot \mu \cdot F_2 \cdot w_2^2 = \psi_2 \cdot \mu \cdot F_2 \cdot (w_l + w_s)^2 \quad . \quad (2b)$$

Für die Ermittelung von P_3 und P_4 liegen die Verhältnisse etwas verwickelter, da die zugehörigen relativen Schalengeschwindigkeiten w_3 und w_4 nicht mit der Richtung von w_s und w_l wie bei der Schale I und II zusammenfallen. Sie ergeben sich (Fig. 3) als Resultierende aus w_l und w_s und sind untereinander gleich. Es ist

$$w_3 = w_4 = \sqrt{w_l^2 + w_s^2}.$$

Ferner sei der Einfachheit halber die Annahme gemacht, die mit einiger Annäherung auch zutreffen dürfte, daß $\psi_3 = \psi_4$ ist. Es wird dann in diesem Falle, da die Projektionen der Kugelschalen auf die Normalebene zur Windrichtung ebenfalls einander gleich sind,

$$P_3 = P_4 = \psi_3 \cdot \mu \cdot F_3 \cdot w_3^2.$$

Der zu der Kraft P_3 und P_4 gehörige Hebelarm $r_3 = r_4$ ist unter der — allerdings nicht sehr sicheren — Annahme, daß die Kräfte P_3 und P_4 in der Richtung der resultierenden Geschwindigkeiten wirken und durch den Schalenmittelpunkt gehen,

$$r_3 = r_4 = r \cdot \sin \alpha,$$

und da man den Winkel α in Beziehung zu w_l und w_s setzen kann, nämlich

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{w_s}{w_l},$$

wird

$$r_3 = r_4 = r \cdot \frac{w_s}{\sqrt{w_l^2 + w_s^2}}.$$

Falls die Annahme nicht zutrifft, tritt in der Formel für r_3 und r_4 noch ein Berichtigungsfaktor hinzu, der in der weiteren Rechnung in ψ_3 hineingenommen werden mag.

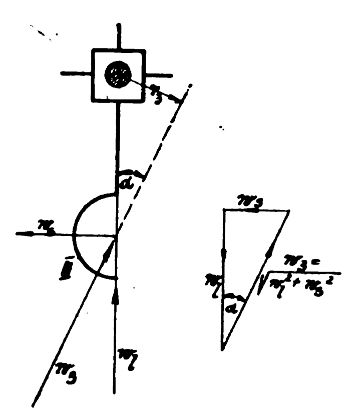


Fig. 3.

Dann geht Gleichung (1) über in

$$M_w = P_1 \cdot r - P_2 r - 2\, P_3 \cdot r \cdot \sin \alpha \quad . \quad . \quad (1a)$$

oder

$$M_w = \psi_1 \cdot \mu \cdot F_1 (w_l - w_s)^2 \cdot r - \psi_2 \cdot \mu \cdot F_2 \cdot (w_l + w_s)^2$$
$$- 2\, \psi_3 \cdot \mu \cdot F_3 \cdot r \cdot w_s \sqrt{w_l^2 + w_s^2} = 0 \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

oder

$$M_w = \mu \cdot f(w_l, w_s) = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3a)$$

wo $f(w_l, w_s)$ eine homogene Funktion der Veränderlichen w_l und w_s ist, die sich also in diesem Falle, wenn man $\frac{w_s}{w_l} = c$ setzt, auf die Form bringen läßt

$$f(w_l, w_s) = w_l^2 \cdot f(c).$$

Damit geht Gleichung (3a) über in

$$M_w = \mu \cdot w_l^2 \cdot f(c) = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

oder

$$f(c) = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4a)$$

d. h. c ist unabhängig von μ und w_l.

Dieselbe Form der Gleichung würde man auch erhalten, wenn man die obige Entwicklung für eine beliebige Stellung des Schalenkreuzes gemacht hätte, wie sie Fig. 4 zeigt, wobei Schale III den Winkel δ mit der Windrichtung bildet. Nun wird c zwar einen anderen Wert annehmen, doch immer noch unabhängig von μ und w_l sein, da die Gleichung dieselbe Form haben wird. Innerhalb einer Drehung um 90° wird die Bewegung des Schalenkreuzes daher eine abwechselnd beschleunigte und verzögerte sein, und tatsächlich müßte in der Gleichung (1) noch das von der Massenkraft herrührende Moment $= J \cdot \frac{dw}{dt}$ hinzugefügt werden. Jedoch ist als sehr wahrscheinlich anzunehmen, daß die Abweichungen von der gleichförmigen Be-

wegung so gering sind, daß auch in diesem Falle die Folgerungen über die Unveränderlichkeit des Verhältnisses c noch zutreffen dürften.

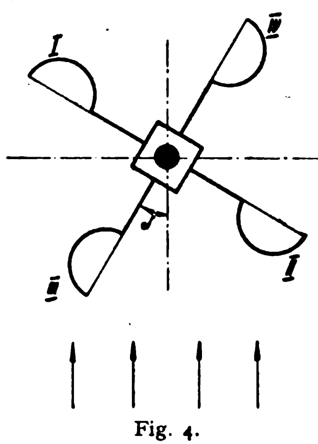


Fig. 4.

Durch die Reibung der Tachometerwelle ändert sich jedoch die Abhängigkeit dieses Verhältnisses, da in der Gleichung (1) noch das Moment der Reibung hinzuzufügen ist, wodurch die Gleichung die Form erhält:

$$M_w - M_R = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

M_R setzt sich aus einem Moment M_{Rh}, hervorgerufen durch den horizontalen Winddruck, und einem Moment M_{Rv}, hervorgerufen durch das Gewicht des drehbaren Systems, zusammen:

$$M_R = M_{Rh} + M_{Rv}.$$

M_{Rh} berechnet sich zu

$$M_{Rh} = \varrho \cdot r_1 \cdot \Sigma P = \varrho \cdot r_1 \cdot (P_1 + P_2 + P_3 \cdot \cos\alpha + P_4 \cdot \cos\alpha)$$
$$= \varrho \cdot r_1 \cdot (P_1 + P_2 + 2\, P_3 \cdot \cos\alpha)$$

wo

ϱ die ideelle Kugellager-Reibungszahl,
r_1 den Wellenhalbmesser

bedeuten. Aus denselben Gründen wie bei Gleichung (1a) ist auch M_{Rh} eine homogene Funktion von w_l und w_s.

Der Ausdruck läßt sich also auch in der Form darstellen:

$$M_{Rh} = \mu \cdot \varrho \cdot w_l^2 \cdot f_1(c) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

Durch das vom horizontalen Winddruck herrührende Moment würde demnach das Verhältnis c zwar einen anderen Wert annehmen, aber diesen unverändert beibehalten.

Anders ist es mit der Größe M_{Rv}, welche in keiner Weise durch die Kräfte P beeinflußt, sondern lediglich durch das Gewicht G des drehbaren Systems hervorgerufen wird. Man erhält

$$M_{Rv} = \varrho \cdot r_1 \cdot G = \varrho \cdot \text{konst} = \varrho \cdot k \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

Dann geht Gleichung (5) über in

$$\mu \cdot w_l^2 \cdot f(c) - \mu \cdot \varrho \cdot w_l^2 \cdot f_1(c) - \varrho \cdot k = 0 \quad . \quad . \quad (8)$$

oder

$$f(c) - \varrho \cdot f_1(c) - \frac{\varrho \cdot k}{\mu \cdot w_l^2} = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8a)$$

Aus der letzten Gleichung ist ersichtlich, daß in diesem Falle das Verhältnis c von μ, w_l und ϱ abhängig ist, während k als Konstante hierfür ohne Einfluß ist. Selbst wenn μ und ϱ, wie es z. B. bei der Eichung eines solchen Instrumentes der Fall ist, ihren Wert unverändert beibehalten, wird sich c infolge des von der vertikalen Reibung herrührenden letzten Gliedes der linken Seite verändern. Aus dem Aufbau der Gleichung sieht man, daß sich c asymptosisch einem Grenzwert nähert, der durch $w_l = \infty$, in welchem Falle das letzte Glied verschwindet, bestimmt wird. Die verschiedenen Werte für c sind an einem sorgfältig in der Modellversuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen geeichten Anemotachometer der in Fig. 1 gezeigten Bauart festgestellt und in Fig. 5 und Tabelle I wiedergegeben. Da es allgemein üblich ist, das Verhältnis c in der Form $1 : n$ anzugeben, so bezieht sich Fig. 5 und Tabelle I auch auf n, also den reziproken Wert von c. Der Versuch zeigt, daß die Kurve für c tatsächlich den angegebenen Verlauf nimmt und die Größe c sich dem Werte $1 : 3$ nähert, den Robinson für das Schalenkreuz übrigens auch angibt.

Tabelle I.

Luftgeschwindigkeit w_l m/s	Schalengeschwindigkeit w_s m/s	$n = \frac{1}{c}$
14,4	4,40	3,27
17,7	5,57	3,18
20,6	6,64	3,10
23,4	7,48	3,00
26,1	8,43	3,10
28,7	9,35	3,07
31,5	10,22	3,08
34,2	11,27	3,04
37,3	12,22	3,04
40,1	13,23	3,03
43,4	14,49	3,00

Über den Einfluß von ϱ und μ läßt sich folgendes sagen: ϱ kann mit ausreichender Genauigkeit als unabhängig von der Belastung und der Geschwindigkeit angenommen werden und ist insofern nur mit der Temperatur veränderlich, als bei sehr tiefen Temperaturen durch Gefrieren des Öles in den Kugellagern sich die Reibung um das Mehrfache erhöhen wird.

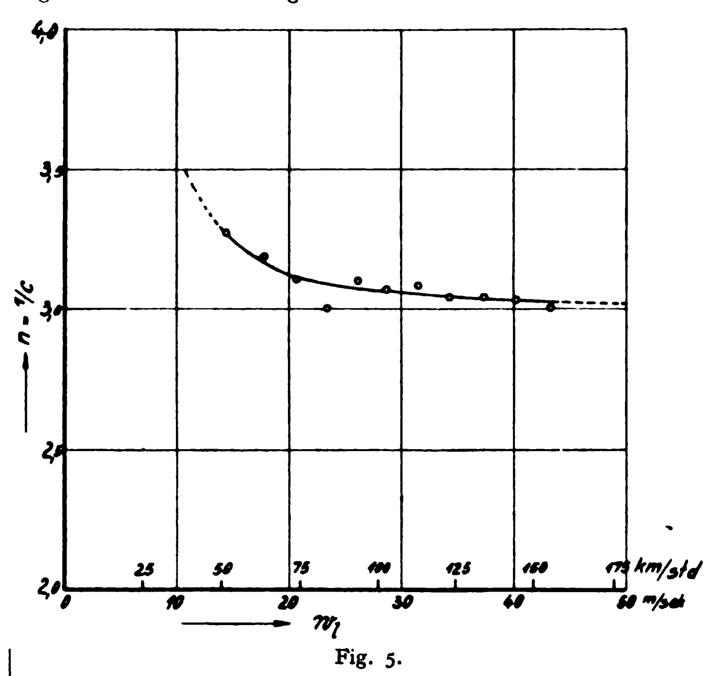


Fig. 5.

Darstellung des von $1/c$ in Abhängigung von w_l.

$\mu = \frac{\gamma}{g}$ ist abhängig von Druck (Flughöhe), Feuchtigkeit und Temperatur der Luft.

Rechnerisch dürften sich diese Verhältnisse nur sehr schwierig verfolgen lassen, und, um hierüber Aufschluß zu erhalten, wäre der einzig gangbare Weg durch Versuche gegeben. Allerdings lassen sich wiederum Versuche, bei denen die Luftdichte beliebig verändert werden kann, schwerlich ausführen. Die Untersuchungen auf einem Flugzeuge selbst auszustellen, indem man mit dem Apparate in bestimmten Höhen entsprechend den hier vorhandenen Luftdichten Messungen macht, würde nicht den Einfluß von μ allein erkennen lassen, weil in größeren Höhen auch die Temperatur und damit die Reibung sich ändert. Der Einfluß der Dichte läßt sich aber, da μ in dem letzten Gliede in Verbindung mit w_l^2 auftritt, durch folgende Überlegung ermitteln:

Die Änderung von c ist, falls ϱ konstant bleibt, nur durch die Änderung des letzten Gliedes bestimmt. Diese Änderung kann man entweder durch μ oder durch w_l erzeugen. Durch die Eichung ist die Veränderung von c durch w_l festgestellt. Aus ihr kann man demnach auch die Veränderung durch μ

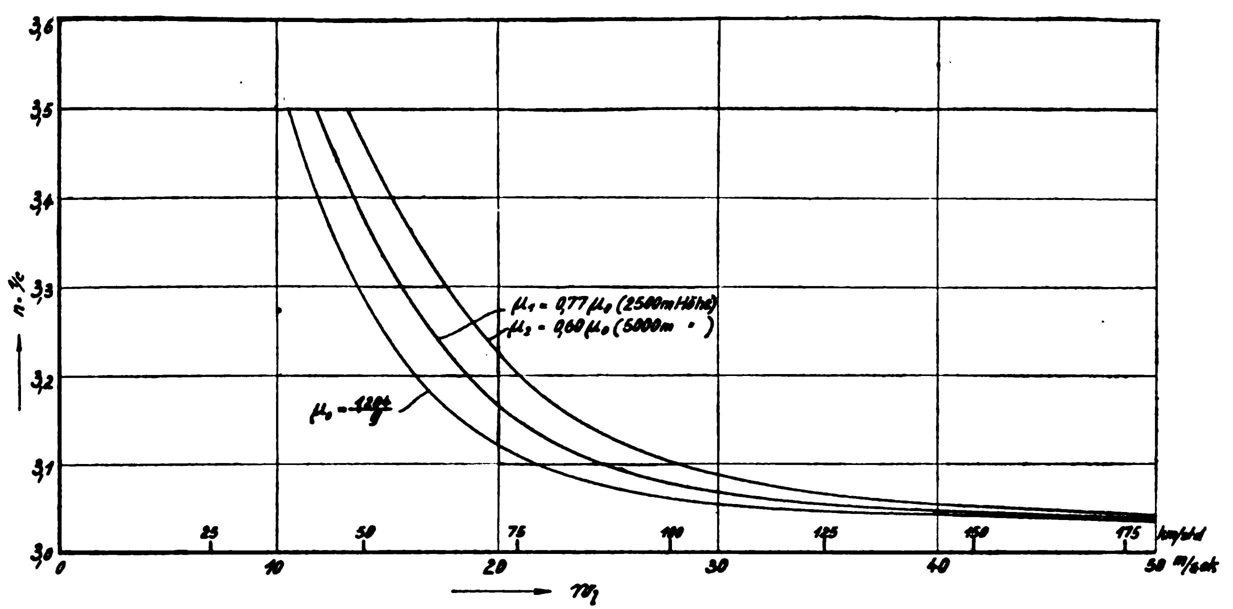


Fig. 6. Darstellung der Veränderlichkeit von $1/c$ durch μ.

direkt ablesen. Ändert sich nämlich bei der Windgeschwindigkeit w_l die bei der Eichung vorhandene Luftdichte μ_0 in μ_1, so hat sich das letzte Glied in

$$\frac{\varrho \cdot k}{w_l^2 \cdot \mu_1}$$

geändert. Diese Änderung kann man sich aber auch bei konstantem μ_0 durch die Änderung von w_l in w_l' hervorgerufen denken, und das Glied wird dann zu

$$\frac{\varrho \cdot k}{w_l'^2 \cdot \mu_0}$$

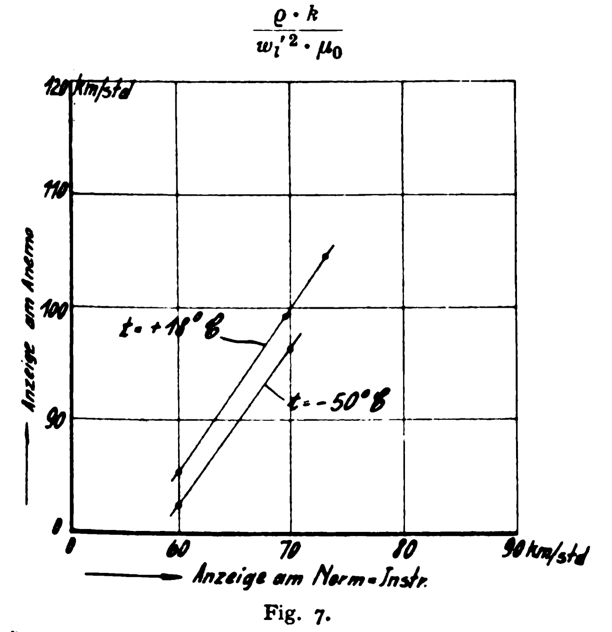


Fig. 7.
Darstellung des Einflußes der Temperatur auf die Angaben des Anemotachometers.

Soll beidemal die Änderung die gleiche sein, so ist

$$\frac{\varrho \cdot k}{w_l^2 \cdot \mu_1} = \frac{\varrho \cdot k}{w_l'^2 \cdot \mu_0}$$

oder

$$w_l' = w_l \cdot \sqrt{\frac{\mu_1}{\mu_0}}$$

d. h. die gleiche Änderung des letzten Gliedes und damit von c erhält man auch, wenn nicht μ_0 in μ_1, sondern w_l in $w_l' = w_l \cdot \sqrt{\frac{\mu_1}{\mu_0}}$ geändert wird. Man kann also für jeden Wert von μ bei der Windgeschwindigkeit w_l das zugehörige c aus der Eichkurve bestimmen, indem man sich den zu $w_l' = w_l \cdot \sqrt{\frac{\mu_1}{\mu_0}}$ gehörigen Wert von c aufsucht.

In Fig. 5 sind die zu einem Werte $\mu_1 = 0,77\, M_0$ und $\mu_2 = 0,60\, \mu_0$ gehörigen Kurven aufgetragen. Es bedeutet dabei μ_0 den bei der Eichung vorhandenen Wert $\left(= \frac{1,204}{g}\right)$ der Luftdichte, während μ_1 und μ_2 einer mittleren Luftdichte in 2500 m und 5000 m Höhe entsprechen. Die dadurch hervorgerufene Veränderung ist besonders bei Geschwindigkeiten über 25 ms bzw. 90 kmh nur gering, und sie konnte nur dadurch kenntlich gemacht werden, daß $n = \frac{1}{c}$ in einem sehr großen Maßstabe aufgetragen wurde. Bei geringeren Geschwindigkeiten ist sie größer als bei den höheren und ist in Tabelle II zahlenmäßig angegeben. Demnach ist also bei Geschwindigkeiten von etwa 25 ms entsprechend 90 kmh, welches die annähernd geringsten Fluggeschwindigkeiten sind, aufwärts eine Veränderung kaum noch festzustellen, und für normale Verhältnisse dürften daher die durch die veränderte Luftdichte hervorgerufenen Fehler des Instrumentes keine Bedeutung haben.

Tabelle II.

Abweichungen von c in %.

Fahrtgeschwindigkeit w_l	ms	15	20	25	30	35	40
	kmh	54	72	90	108	126	144
Flughöhe in m	2500	2,6	1,5	0,8	0,4	0,3	0,1
	5000	5,0	3,3	1,8	1,0	0,7	0,5

Der Einfluß von ϱ läßt sich in einfacher Weise durch den Versuch ermitteln. Zu diesem Zwecke wurde das Anemotachometer in einen mit einer Kältemischung gefüllten Kasten gesetzt, der mit einem Fenster zur Beobachtung der Skala versehen war[1]). Zunächst wurde durch Auswiegen die Reibung der Spindel bei verschiedenen Temperaturen festgestellt, wobei der Apparat in die wagerechte Lage gebracht und an Stelle des Schalenkreuzes ein kleiner Wagebalken von genau 6 cm Schenkellänge auf die Spindel gesetzt wurde. Das Reibungsmoment wurde bei $+18^0$, -10^0, -15^0 und -50^0 C, welche Temperatur auch in großer Höhe kaum unterschritten wird, gemessen und ist mit den dazu gehörigen ideellen Kugellager-

[1]) Diese sowie die anderen erwähnten Versuche wurden im Laboratorium bzw. im Luftkanal der Firma Wilhelm Morell, Leipzig ausgeführt.

reibungszahlen in Tabelle III wiedergegeben. Diese Reibungszahl entspricht nicht der in die Gleichung (8a) einzusetzenden, da sie im Ruhezustande der Spindel gefunden ist, während in Wirklichkeit die Reibung der Bewegung in Rechnung zu stellen ist. Diese ist geringer, und zwar höchst wahrscheinlich proportional kleiner als die Reibung der Ruhe. Man ersieht, daß von $+18^0$ bis zu -10^0 fast keine Veränderung von ϱ eintritt, bei -15^0 und -50^0 ist sie sehr beträchtlich, was im Zähewerden des Öles in den Kugellagern seinen Grund hat.

Tabelle III.

Temperatur	$+18^0$	-10^0	-15^0	-50^0
Reibungsmoment in cmg	0,855	0,888	2,58	5,10
Ideelle Kugellager-reibungszahl	0,024	0,025	0,071	0,141

Die gefundenen Resultate lassen nicht unmittelbar darauf schließen, wie die Angaben des Apparates von ϱ beeinflußt werden. Um dies zu ermitteln, wurde das Tachometer mit dem Kasten im Luftkanal bei $+18^0$, -15^0 und -50^0 C geprüft.

Durch den Kasten, der das Anemotachometer bis auf das Schalenkreuz umschloß, wurde natürlich die Angabe des Instrumentes an und für sich in der Weise beeinflußt, daß es auch bei Zimmertemperatur mehr anzeigte als der freie Apparat. Selbstverständlich hat dieser Umstand für das Ergebnis der Untersuchung keinen Einfluß, da es nur darauf ankam, den Unterschied bei verschiedenen Temperaturen zu zeigen. Die Gegenüberstellung der Anzeigen bei -50^0 und $+18^0$ (Zimmertemperatur) ist aus Fig. 7 ersichtlich, nach welcher der Unterschied etwa 4% beträgt, d. h. bei der normalen Geschwindigkeit von 150 bis 200 km wird eine Abweichung von 6 bis 8 km eintreten. Bei -15^0 ergab sich eine Änderung von etwa 2,5%.

Hierbei ist allerdings zu bemerken, daß das Öl von nicht so guter Beschaffenheit ist, wie es unter normalen Verhältnissen im Handel käuflich ist, und die an und für sich schon geringen Abweichungen dürften bei Verwendung guten Öles noch kleiner werden.

Zusammenfassend läßt sich also sagen, daß die Schallenkreuzanemometer sowohl durch die Luftdichte wie auch durch die Temperatur nur sehr wenig beeinflußt werden.

Das Nieuport-Jagdflugzeug.[1]

(Avion de chasse Nieuport, Type 17.)

Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin u. 's-Gravenhage.

(Hierzu Tafel II.)

1. Allgemeines[2].

Der Typ, der hier an Hand von Detailzeichnungen und Skizzen näher beschrieben werden soll, ist Ende des vorigen Jahres gebaut worden. Erzeugerin ist die »Société Anonyme des Etablissements Nieuport« zu Jssy-les-Moulineaux. Die Gesellschaft, die in Villacoublay bei Paris und in Fréjus, St-Raphaël (Var) Flugschulen unterhält (letztere für maritime Zwecke), gehört mit Caudron, H. & M. Farman, F. B. A. (Franco-British Aviation Company) Morane und Voisin zu denjenigen französischen Firmen, die von Anfang des Weltkrieges an als selbstständig konstruierende Flugzeugfabrikanten auftraten. Im Bau von schnellen Jagdflugzeugen stand die Firma Nieuport bis vor kurzem unstreitig an der Spitze sämtlicher Fabrikanten in den Entente-Ländern. Erst in letzter Zeit erwuchs ihr in der »Société anonyme pour l'Aviation et ses dérivés« (»Spad«), Paris Juviry, eine scharfe Konkurrenz, wobei allerdings der Unterschied in motorischer Kraft, bei Nieuport der effektiv ca. 148 PS leistende »Le Rhône«-Umlaufmotor, bei den »Spads« der effektiv ca. 200 PS entwickelnde »Hispano-Suiza« Standmotor, nicht außer Betracht gelassen werden darf.

Bereits ein flüchtiger Blick auf das in der Linienführung außerordentlich schnittig gehaltene Flugzeug genügt, um uns davon zu überzeugen, daß bei dem Entwurf und der Durchkonstruierung dieses Typs eine glückliche Hand obgewaltet hat. (Vergleiche Fig. 12 und 13, S. 171, Heft 23 u. 24, Jahrg. 1916.) Diese Überzeugung wird bei näherer Betrachtung seines Baues noch bestärkt. Hierbei müssen wir uns natürlich stets das »Leitmotiv«, die Hauptaufgabe, die bei der konstruktiven Lösung vorgelegen hat, vor Augen halten. So wird, um nur einen Punkt herauszugreifen, den französischen Konstrukteuren oft vorgeworfen, daß sie zu wenig Rücksicht auf den Komfort für den Flieger nehmen. Nun sind aber »Komfort« und Gewichtszentrierung zwei Begriffe, die sich schwer vereinigen lassen. Außerdem bin ich der Ansicht, daß das Mehr oder Weniger im Komfort für den Insassen bei einer Maschine, die bestimmt ist, einen Kampf auf Leben und Tod zu kämpfen, etwas gänzlich Nebensächliches ist. Hauptsache bleibt bei Flugzeugen dieser Gattung an erster und letzter Stelle nur die Leistung, die sich aus den Faktoren Geschwindigkeit (Steigvermögen, Manövrierfähigkeit) und Angriffskraft zusammensetzt, und von diesem Standpunkt aus betrachtet, hat meines Erachtens die dem Konstrukteur gestellte Aufgabe in dem hier näher beschriebenen Typ des Nieuport-Flugzeuges eine glückliche Lösung gefunden. Es versteht sich jedoch von selbst, daß auch diesem Flugzeug, das wie alle seine Artgenossen in konstruktiver Hinsicht ein Kompromis darstellt, die Mängel seiner Vorzüge anhaften. So hat, um nur ein Beispiel anzuführen, die fast ideal zu nennende Gruppierung (Zentrierung) der Gewichtsmassen um den Schwerpunkt dazu geführt, daß die Zugänglichkeit bestimmter Teile viel zu wünschen übrig läßt. Das Auswechseln oder Revidieren eines Organs erfordert nicht selten die Demontierung und den »Ausbau« mehrerer Teile. Jedoch dies sind, wie gesagt, Nachteile, die der Konstrukteur mit in Kauf nehmen muß, insofern er den Hauptanforderungen voll und ganz genügen soll. —

2. Konstruktion des Rumpfes.

Dieser gehört zu der in Frankreich vorherrschenden Gitterbauart, deren Hauptvorzüge geringes Gewicht und einfache Herstellung sowie leichte Ausführbarkeit von Reparaturen sind. Ihr Hauptnachteil ist die geringe Widerstandsfähigkeit gegen Schüsse. Hier ist der mit Sperrholzplatten bekleidete Rumpf oder gar der nach dem Sperrholz-Wicklungsverfahren hergestellte »Monocoque«, für dessen Einführung Verfasser bereits vor Jahren eingetreten ist[1]), bedeutend im Vorteil.

Der Rumpf weist vorne eine aus 4 mm starkem Duraluminblech gefertigte Stirnplatte auf, die zwecks Erleichterung und Absteifung mit Aussparungen versehen ist. Die Ränder derselben sind nach hinten umgebördelt. An den vier Ecken sind Lappen vorgesehen, die zu Winkelstücken verschweißt sind und zur Aufnahme der vier Rumpfholme dienen.

Um die Platte ist ein, etwa dreiviertel Kreis bildender Reifen von ⊓-förmigem Querschnitt angeordnet, der mit den vier Ecken der Platte verschweißt ist. Die Vorderseite dieses Reifens schließt mit der Vorderseite der Platte ab. In der Seitenfläche dieses Reifens sind zwecks Erleichterung 18 mm große Löcher angebracht.

Der Reifen dient als Lagerung für die Motorhaube. Auf die mustergültig durchgeführte Anordnung komme ich beim Motoreinbau näher zurück. Oben auf dem Reifen ist ein aus zwei Winkelstücken bestehender Halter für das »M. G.« (Vickers-Maxim) vorgesehen.

An den beiden unteren Ecken der Stirnplatte sind Duraluminwinkel angenietet, die zur Abstützung der beiden vorderen Fahrgestellstreben dienen. Von diesem Teil der Stirnplatte wird auf der nächsten Tafel noch eine Detailzeichnung erscheinen.

[1]) Nachdruck und Übersetzung nur mit ausdrücklicher Genehmigung des Verfassers gestattet.

[2]) Um nicht in Wiederholungen zu verfallen, verweise ich auf das in der Arbeit des Ingenieurs Vorreiter »Französische und englische Militär-Flugzeuge« in Heft 23/24 Jahrg. 1916 sowie Heft 7/8 Jahrg. 1917 über die »Nieuport-Flugzeuge« im allgemeinen Gesagte.

[1]) Siehe »Der Motorwagen«, Jahrg. 1911, Heft IV, S. 80.

Die beiden oberen Rumpfholme sind durchweg aus Spruce gefertigt. Dieselben sind bis 180 mm vor Spant V zwecks bequemerer Biegung in der Mitte aufgesägt und in der Schi...

Querleiste geschraubt. Hinten deckt die Platte einen Teil des unteren Ruderstevenbeschlages zu. Die beiden hinteren

Zeitschrift für Flugtechnik
und Motorluftschiffahrt

Jahrgang VIII
30. Juni 1917
Heft 11 u. 12.

Die beiden oberen Rumpfholme sind durchweg aus Spruce gefertigt. Dieselben sind bis 180 mm vor Spant V zwecks bequemerer Biegung in der Mitte aufgesägt und in der Schablone verleimt. Nach erfolgter Biegung werden die beiden Teile noch mit drei Holzschrauben (Köpfe oben) gesichert, danach mit leimgetränkter Leinwandlitze umwickelt, und zwar so, daß jedesmal ca. 5 mm der Litze über die vorhergehende Wicklung greift.

Die beiden unteren Rumpfholme bestehen ebenfalls aus Spruce (bei einzelnen Flugzeugen auch Kiefer). Der vordere Teil ist jedoch bis zur Hälfte der Höhe abgenommen und erhält eine Auflage aus Esche. Die beiden Teile werden gleichfalls in der Schablone verleimt und mittels Holzschrauben (Köpfe unten) gesichert, die beiden Teile werden dann über ihre ganze Länge, also bis vor Spant III, mit leimgetränkter Litze umwickelt.

Die Verbindung der Rumpfholme mit der Stirnplatte geschieht mittels durchgehenden Schraubenbolzen von 6 mm Schaftstärke. Diese Bolzen dienen gleichzeitig zur Aufnahme der Verspannung, indem hier die bekannten Unterlagplättchen vorgesehen sind.

Hinten am Heck laufen die beiden Holmpaare spitz zusammen, wo sie oben und unten mit dem Ruitersteven verbolzt sind.

Zwischen Bug und Rudersteven ist der Rumpf in sechs Felder geteilt, so daß fünf Spanten entstehen. Vier Spanten sind in Holz ausgeführt, der vordere Spant (V) dagegen besteht aus Stahlrohr.

Die Streben der Spanten I, II, III und IV sind zwecks Erleichterung ausgefräst und bestehen aus Spruce mit Ausnahme der unteren Querstrebe des Spantes I, für die Esche vorgesehen ist, da an ihr der vordere Beschlag des Bremsspornkörpers angreift, mit dem diese Strebe vernietet ist.

Die oberen Querstreben der Spanten I, II und III sind oben ausgefräst und erhalten bogenförmige Aufsätze aus Ahorn. Die Befestigung geschieht mittels Verleimung und Stiften (Köpfe in Unterkante der Querstrebe).

Bei Spant IV fällt wegen des Aufbaues der Kopflehne die obere Querstrebe fort, an ihre Stelle treten zwei Paßstücke aus Spruce, die die gebogene Kopflehne seitlich absteifen.

Die Knotenpunktverbindung der Spantstreben mit den Rumpfholmen erfolgt nur durch die Stahldrahtverspannung. Vor dem Anziehen der Verspannung sitzen die einzelnen Holzteile also völlig lose. Nur durch die eigenartige Ausbildung der kleinen Spanndrahtbeschläge und durch an den Strebenstirnenden vorgesehene Ausspannungen sind die Streben gegen seitliche Verschiebung gesichert.

Eine angeschossene, ersatzbedürftige Strebe läßt sich nach Lockern der in Betracht kommenden Spanndrähte schnellstens ersetzen.

Die Konstruktion des Spantes V besteht wie bereits erwähnt aus Stahlrohr. Die obere Querversteifung ist gebogen, um Durchgang für den Steuerknüppel zu gewähren.

Die untere Querversteifung ist in auf den Rumpfholmen gelagerten Beschlägen drehbar gelagert, wodurch die variable Einstellung der unteren Tragdecks ermöglicht wird, worauf ich noch näher zurückkomme.

Die Bauachse des Rumpfes fällt mit Mitte Öffnung der Bugplatte zusammen und läuft parallel zu den oberen Längsgurten. Nur der vordere Teil derselben vor Spant V ist um 54 mm nach unten gezogen. Die Achse läuft im Abstande von 350 mm parallel zu den oberen Kanten der oberen Rumpfholme und bleibt 50 mm unterhalb der unteren Kante des Ruderstevens. Der tiefste Punkt des Rumpfes liegt 340 mm vor Spant IV und 490 mm unterhalb der Achse.

Der Rumpf ist am Heck mittels Sperrholzplatten abgesteift, und zwar dient diese Absteifung einesteils zum Auffangen der schädlichen Stöße bei einer event. brüsken Landung und hartem Aufschlagen des Bremsspornes, anderenteils zum Auffangen der Druck- und Torsionskräfte, die beim Manövrieren durch die Steuerflächendrücke auf diesen Teil des Rumpfes wirken.

Die untere, 5 mm starke Sperrholzplatte deckt den oben offenen Bremsspornkörper zu, mit dem sie fest verschraubt ist. Die Platte ist alsdann unten seitlich gegen die beiden Rumpfholme, vorne gegen eine zwischen den Gurten eingepaßte Querleiste geschraubt. Hinten deckt die Platte einen Teil des unteren Ruderstevenbeschlages zu. Die beiden hintersten Schrauben, mit denen die Sperrholzplatte befestigt wird, gehen durch entsprechende, in dem Beschlag vorhandene Löcher bzw. Aussparungen hindurch.

Die beiden seitlichen Sperrholzplatten sind innenbords gegen die Rumpfholme geschraubt, unten am Knotenpunkt des Spantes I wie hinten am Ruderstevenbeschlag und oben am Beschlag für die Befestigung der Dämpfungsflosse sind Aussparungen vorgesehen. Zwecks Versteifung sind gegen die Innenseiten der Platten Nußbaumleisten von annähernd halbkreisförmigem Querschnitt geschraubt (Köpfe auf Außenseite der Platten). Zwischen den beiden vertikalen Nußbaumleisten ist ein Steg aus 3,5 mm starkem Sperrholz geschraubt, wozu die Leisten an dieser Stelle rechteckigen Querschnitt aufweisen.

Die obere, 3 mm starke Platte ist gegen die untere Seite der oberen Rumpfholme mittels 1 mm starken Stiften befestigt. (Sämtliche zur Verwendung kommenden Stifte sind verzinnt als Schutz gegen Rostbildung.) In dieser Platte sind zu beiden Seiten 2,5 mm breite Schlitze angebracht, durch die die Zacken der Seitenplatten hindurchgehen. Weiter sind auf der oberen Sperrholzplatte zwei Leisten angebracht (Schrauben unten in der Platte), die genau zwischen den Rumpfgurten eingepaßt sind. Das Ganze bildet auf diese Weise eine leichte und dennoch sehr solide Versteifung des hinteren Rumpfteiles.

Vorne von Spant IV bis zur vorderen Traverse des Bockes für die Fußsteuerung ist der Rumpf unten ebenfalls mit einer Sperrholzplatte abgedeckt. In dieser Platte ist vorne eine kleine Lucke angebracht, um den sich im Rumpfinneren ansammelnden Schmutz entfernen zu können.

Der Bremssporn geht in einen bootsformähnlichen Stromlinienkörper über der mittels zwei Stahlblechbeschlägen an den unteren Rumpfholmen befestigt wird. Ein dritter, vorne an diesem Stromlinienkörper geschraubter Beschlag greift, wie bereits erwähnt, um die untere Querstrebe des Spantes I.

Vorn am Bug, unmittelbar hinter der Stirnplatte, sind gegen die Innenseiten der Rumpfholme zwei Schotten angebracht. Diese Schotten stehen senkrecht und parallel zueinander (lichte Weite 680 mm). Die Schotten werden oben und unten auf der Außenseite ausgestochen und genau zwischen den Rumpfgurten eingepaßt. Die Befestigung mit den Gurten geschieht mittels drei 4 mm starken Holzschrauben. (45 mm lang.)

Hinten ist in den Schotten in entsprechend gestalteten Beschlägen ein Joch parallel zur Stirnplatte und wagerecht gelagert. Dieses Joch besteht aus einem Duraluminrohr (60/58 mm), das mit einem Spruceholzfutter aufgefüllt ist.

Um ein Werfen und Krummziehen dieses Futters zu vermeiden, und auch um die an dieses Joch, das zur Aufhängung des Motors dient, angreifenden Kräfte besser aufzufangen, besteht das Holzfutter aus zwei miteinander verleimten Hälften, deren Holzfasern senkrecht zueinander stehen.

Wie bereits kurz erwähnt, ist bei Spant IV hinter dem Führersitz eine Kopfstütze angebracht, um den Kopf des Piloten während der beim Anlauf des Flugzeugs auftretenden enormen Massenbeschleunigung und gegen den im Fluge wirkenden Luftdruck zu stützen.

Zwecks wirbelfreien Luftabflusses schließt an diese Lehne ein entsprechend geformter Rumpfaufbau an. Das Gerippe zu diesem Aufbau besteht aus dünnen Spruceleisten von trapezförmigem Querschnitt, die in den bogenförmigen Aufsätzen der Spanten eingelassen sind. Die mittlere Leiste besteht aus zwei Teilen, die bei Spant III zusammenstoßen. Die seitlich von Spant I ausgehenden Leisten laufen bis zur Kopflehne durch. Zwischen Spant I und III ist das Gerippe mit einer 3 mm starken Gabunsperrholzplatte (dreifach) zugedeckt. Diese Sperrholzdecke wird mittels 1 mm starken Stiften (17 mm lang) auf den Spantenaufsätzen befestigt (Stiftabstand 15 mm). Seitlich oben auf den Rumpfgurten geschieht die Befestigung ebenfalls mittels Stiften. Zur Auffüllung der hier entstehenden sog. toten Ecke sind auf den Rumpfholmen Spruceleisten von dreieckigem Querschnitt aufgeleimt. Die Stifte gehen durch diese Leisten hindurch. Hinten schließt die Sperrholzdecke mit der hinteren Kante des Aufsatzes bei Spant I, vorne ebenfalls mit der hinteren Kante des Aufsatzes bei Spant III ab. Zwecks Befestigung an dieser Stelle

erhält der Spantaufsatz hinten eine bogenförmige Verstärkung aus Ahorn aufgeleimt.

Von Spant III bis zur Kopflehne wird der Aufbau mit einer über einer Schablone hergestellten, 3 mm starken Decke aus Streifensperrholz zugedeckt, die wegen der eigenartigen Wölbung dieses Teiles des Kopfabflusses zweckentsprechend aus diagonal verlaufenden Streifen gefertigt wird. Zwecks besserer Absteifung dieses Teiles der Sperrholzdecke ist auf 150 mm hinter Spant IV noch ein Hilfsbogen zwischen den oberen Rumpfgurten eingepaßt, der innenbords zwischen je zwei kleine Spruceklötzchen eingeschoben wird. Die Klötzchen sind innen gegen die Rumpfgurte geleimt und mittels zwei Stiften befestigt. Die Enden der bogenförmigen Spantaufsätze werden ebenfalls mit je einem Stift auf den Rumpfgurten befestigt. Sämtliche Holzteile sind als Schutz gegen Witterungseinflüsse mit wasserhellem Firnislack gestrichen.

Hinter Spant I schließt sich an den Rumpfaufbau eine abnehmbare Klappe an. Der Rahmen derselben ist aus Spruceleisten gebildet. Die vordere Wand dieser Klappe erhält zwei 3,5 mm starke Stifte, die etwa 6 mm vorstehen und in entpsrechenden Löchern hinten im Aufsatz des Spantes I greifen. Hinten sind an der Klappe zwei Lederriemchen angeschraubt, die in den Rahmenleisten eingelassen und verschraubt sind.

Die Riemchen erhalten Messingösen, mit denen sie an seitlich gegen die Rumpfgurte geschraubten Drehhaken (sog. Tourniquets) befestigt werden.

Diese abnehmbare Klappe gestattet jederzeit eine bequeme Revision des Rumpfinneren (Ableuchten und Beobachten vom Führersitz aus) und wird teilweise auch durch die Art der Befestigung der Dämpfungsflosse bedingt.

Hinter Spant IV ist an Backbord ein aus Duraluminblech gefertigter Beschlag angebracht, der als Fußauftritt beim Einsteigen dient. Die Bespannung wird hier zwischen die beiden kreisbogenförmigen Bleche geklemmt.

Auf die vorne außenbords gegen den Rumpfgurten geschraubten Spruceleisten komme ich später bei der Bekleidung (Karossierung) des Rumpfes zu sprechen.

Im nächsten Heft werde ich an Hand technischer Detailzeichnungen und zahlreicher Perspektivskizzen die Rumpfeinzelheiten darstellen und wo nötig durch Text erläutern.

(Fortsetzung folgt.)

Berichtigung

zum Aufsatz »Französische und englische Militär-Flugzeuge«, Heft 7/8.

Auf der Tafel I sind in der Grundrißzeichnnng zwei falsche Maßangaben:

1. Das Maß 5620 gilt von Mitte Rumpf ab,
2. Das Maß 5320 gilt von Außenkante Rumpf ab.

Die Spannweiten des Ober- und Unterflügels sind gleich.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

37f, 8. B. 80103. Ballonhallenbau (Artur Müller) G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Abschluß für Flugzeughallen. A. 7. 9. 15. E. 21. 7. 15.

42c, 35. G. 44067. Gesellschaft für nautische Instrumente, G. m. b. H., Kiel. Einrichtung an Kreiselkompassen zur Vermeidung von Schlingerfehlern; Zus. z. Anm. G. 43359. A. 30. 5. 16. E. 4. 8. 17.

46a, 22. S. 41756. Ignaz Sklenár, Budapest, Ungarn; Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. Landenberger, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern und ungerader Zylinderzahl. A. 21. 3. 14. E. 24. 7. 17.

46c, 3. R. 43050. Emil Reusch, Frankfurt a. M., Scheidewaldstr. Ventilteller, insbesondere für Umlaufmotoren. A. 25. 3. 16. E. 29. 7. 17.

46c, 6. D. 31224. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. Vergaser für flüssigen Brennstoff. A. 27. 7. 14.

46c, 6. E. 21298. Dr. Otto Eck, Godesberg a. Rhein. Vorrichtung zur Anreicherung der Luft mit flüssigem Brennstoff. A. 14. 10. 15. E. 17. 8. 17.

46c, 14. A. 28856. Wilhelm Albers, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 5. Kontrollapparat für die Zündung von Flugmotoren. 15. 12. 16.

46c, 19. W. 49013. Jos. Wyß, Köln a. Rh., Schildergasse 110. Kühlwasserzuflußrohr. 26. 2. 17.

46c, 23. M. 60295. Mitteldeutsche Kühlerfabrik Teves & Braun G. m. b. H., Frankfurt a. M. Kühler für Flugzeugmotoren. A. 27. 9. 16. E. 7. 8. 17.

46c, 25. B. 81242. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. Vorrichtung zum Ankurbeln von Verbrennungsmotoren. 8. 3. 16.

46c, 28. A. 28713. Aktiengesellschaft Brown, Boveri & Cie., Baden, Schweiz; Vertr.: Robert Boveri, Mannheim-Käferthal. Anlaßvorrichtung für Autmobilmotoren; Zus. z. Pat. 297734. 6. 11. 16.

63c, 4. St. 30124. Dipl.-Ing. Otto Steinitz, Berlin, Hasenheide 47. Federnde Radreifen. A. 26. 8. 16. E. 29. 7. 17.

77h, 5. B. 77801. Otto Braun, Köln a. Rh., Triererstr. 28. Mehrdecker mit am Hinterrande der feststehenden Tragdecken angelenkten Klappflächen. A. 29. 6. 14. E. 29. 7. 17.

77h, 5. E. 20780. Dr. Kurt Eisenmann, Berlin, Friedrichstraße 130. Flugzeug mit hintereinander angeordneten Tragdecken. A. 6. 11. 14. E. 21. 8. 17.

77h, 5. F. 40098. Villehad Forßmann, Hanau, Römerstr. 16. Flugzeugsteuer. A. 19. 7. 15. E. 21. 8. 17.

77h, 5. R. 32342. Friedrich Rau, Berlin, Kesselstr. 16. Flugzeug mit verstellbaren Flügeln. A. 27. 5. 10. E. 11. 8. 17.

77h, 5. Sch. 47852. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. Flugzeug, dessen Tragflächen im Querschnitt flügelprofilartige Ausbauten besitzen. A. 12. 10. 14. E. 11. 8. 17.

77h, 5. W. 46765. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal. Flugzeug mit einer zur Aufnahme eines Maschinengewehrs dienenden Kuppel. A. 28. 7. 15. E. 11. 8. 17.

Patenterteilungen.

42o, 8. 299481. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. Vorrichtung zum selbsttätigen Ein- und Ausrücken einer Stoppuhr bei der Geschwindigkeitsmessung bewegter Maschinen- und Apparateteile. 11. 2. 15. A. 26778.

42o. 663876. Wilh. Morell, Leipzig, Apelstr. 4. Geschwindigkeitsmesser, der die Überschreitung der vorgeschriebenen Geschwindigkeit und den Betrag der Überschreitung anzeigt. 30. 12. 15. M. 54639.

42o, 13. 299421. Otto Schenk, Zofingen, Schweiz; Vertr.: E. Lamberts und Dipl.-Ing. B. Geisler, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. Geschwindigkeitsanzeiger für Fahrzeuge nach dem Beschleunigungsprinzip. 30. 11. 15. Sch. 49320.

77h. 2. 298776. Julius Herrmann, Eichhornstr. 6, und Edmund Seelig, Große Hamburgerstr. 1, Berlin. Luftschiff mit zwei durch ein zwischen ihnen liegendes Gerüst versteiften, nebeneinander liegenden Tragkörpern. 30. 4. 14. H. 66239.

77h, 2. 299216. Julius Herrmann, Eichhornstr. 6, und Edmund Seelig, Pfalzburgerstr. 17, Berlin. Luftschiff mit zwei nebeneinander gelagerten Tragkörpern. 30. 4. 14. H. 68668.

77h, 4. 299237. Otto Stüttgen, Köln a. Rh., Brabanterstr. 32. Tragkörper für Luftschiffe. 10. 12. 15. St. 20707.

77h, 5. 299356. Wilhelm Beilke, Berlin-Friedenau, Maybachpl. 10. Hohler Tragholm aus Holz für Luftfahrzeuge o. dgl. 9. 9. 15. B. 80127.

77h. 663887. Fritz Thiel, Görlitz, Pragerstr. 15. Gondelschwerpunkt-Balancier-Flugzeug. 19. 8. 16. T. 18668.

77h. 663891. Karl Orfgen, Essen-West, Windmühlenstr. 63a. Luftschiffanker mit selbsttätig sich auslösenden Spreizarmen. 29. 8. 16. O. 9507.

77h, 5. 299245. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 11. Wasserflugzeug mit am hinteren Ende der bootsförmig gestalteten Gondel angeordnetem, hochklappbarem Wassersteuer. 23. 4. 14. W. 42787.

Zurücknahme von Anmeldungen.

77h. A. 28424. Flugzeug mit Flügeln von veränderlicher Spannweite. 26. 4. 17.

Patentversagungen.

77h. E. 19694. Fahrgestell für Flugzeuge. 15. 6. 14.

37f. B. 74446. Um eine an der einen oder anderen Hallenecke gelegenen Achse drehbares als Windschutz dienendes, einflügeliges Tor für Luftschiffhallen. 1. 7. 15.

Das Datum bedeutet den Tag der Bekanntmachung der Anmeldung im Reichsanzeiger. Die Wirkungen des einstweiligen Schutzes gelten als nicht eingetreten.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Die Unterscheidung und Prüfung der leichten Motorbetriebsstoffe von Privatdozent, Direktor Dr. Karl Dieterich, Präsidialmitglied des Mitteleuropäischen Motorwagen-Vereins. Zweiter Band der Analyse und Wertbestimmung der Motorenbenzine, Benzole und des Motor-Spiritus des Handels. Gr.-Oktav, 44 Seiten mit 12 Tafeln, Verlag des Mitteleuropäischen Motorwagenvereins 1916.

Das Werk ist nach einem Experimentalvortrag geschrieben, welchen der Verfasser im Oktober 1916 in Dresden und im Mitteleuropäischen Motorwagenverein in Berlin gehalten hat. Es behandelt der Verfasser die verschiedenen Prüfungsmethoden für Motorbetriebsstoffe, nach dem spezifischen Gewicht, nach äußeren Merkmalen (Farbe, Geruchsprobe), die Verdunstungsprobe, Prüfung mit Lackmuspapier, Farbenreaktion mit Schwefelsäure, Silbernitratprobe, Nitrierprobe mit Salpeter-Schwefelsäure, Wasserprobe mit Kalzium-Karbid und die Färbeprobe mittels Dracorubin. Letzteres Probeverfahren ist vom Verfasser angegeben und ausgearbeitet worden, und zwar hat der Verfasser mehrere Verfahren ausgearbeitet, die Dracorubin-Kapillarprobe, die Dracorubin-Doppelkapillarprobe. Im Anhang behandelt der Verfasser noch die Probe durch fraktionierte Destillation und die optische Probe mit dem Refraktometer. Schließlich auch mehrere qualitative Proben, wie den Nachweis von Äthylalkohol, Methylalkohol und Aceton. Bei Benzol den Nachweis von Toluol. Die verschiedenen sogenannten Kriegsmischungen werden beschrieben, in einer Tabelle sind alle Motorbetriebsstoffe übersichtlich zusammengestellt. Zum Schluß beschreibt der Verfasser noch ein von ihm angegebenes, sehr einfaches Prüfungsgerät für Benzin, Benzol und Motorspiritus. Mit diesem Prüfungsgerät kann das spezifische Gewicht, die Verdunstungsgeschwindigkeit, die Neutralitätsprüfung, Prüfung auf fettige Rückstände und die Dracorubinprobe vorgenommen werden. Dieses „Motol" genannte Prüfungsgerät wird von der chemischen Fabrik Helfenberg A.-G. in Helfenberg bei Dresden hergestellt und vertrieben.

Handbuch der physikalisch-chemischen Technik für Forscher und Techniker von Prof. Dr. Kurt Arndt, Privatdozent an der K. Technischen Hochschule zu Berlin. Verlag von Ferd. Enke in Stuttgart. Gr.-Okt. 830 S. mit 644 Textabbildungen. Preis: M. 28.

Das vorliegende umfangreiche Buch ist für jeden praktischen Physiker und Techniker von größtem Wert. Aber auch Ingenieuren und Technikern, namentlich Betriebsleitern ,wird das Buch von großem Nutzen sein.

Der Verfasser hat eine bedeutende praktische Erfahrung in der Ausführung von wissenschaftlich-technischen Untersuchungen und Experimenten. Er hat selbst viele Apparate konstruiert, wie Thermostaten, elektrische Öfen, Verbesserungen an Luftpumpen usw. und diese Apparate in Fachzeitschriften beschrieben. Außerdem werden Apparate und Untersuchungsmethoden von fast allen bedeutenden Forschern unserer Zeit beschrieben. Die Einteilung ist eine recht übersichtliche, bei jedem Apparat ist der Konstrukteur angegeben und die Quelle (Zeitschrift), aus der Verfasser die Beschreibung entnahm. Zahlreiche Abbildungen, namentlich nach Zeichnungen bzw. erleichtern das Verständnis der beschriebenen Arbeits- Untersuchungsmethoden. Besonders wichtige Apparate werden nicht nur eingehend beschrieben (an Hand von Zeichnungen und Abbildungen), sondern der Verfasser erläutert an praktischen Beispielen auch ihre Anwendung.

Um den Umfang des Buches nicht noch weiter zu vermehren, verzichtet der Verfasser auf theoretische Erörterungen und begnügt sich mit einem Hinweis auf die betreffenden Veröffentlichungen bzw. Lehrbücher. Das wertvolle Werk sollte in keiner besseren technischen Bibliothek fehlen.

Aus dem Inhalt.

I. Teil. Allgemeines. Handfertigkeiten. II. Teil. Hilfsgeräte und ihr Gebrauch. Elektrische Widerstandsöfen. Pumpen. Thermostaten, Rührvorrichtungen, Vorrichtungen zur Regelung des Druckes. III. Teil. Meßgeräte und ihr Gebrauch. Das Wägen. Das Messen von Längen, Flächen und Rauminhalten. Dichtemessungen. Das Messen von Gasdrucken. Barometer, Manometer. Besondere Schwierigkeiten bei physikalisch-chemischen Druckmessungen. Tensimeter. Das Messen von Explosionsdrucken. Druckmessungen an strömenden Gasen. Das Messen von Teildrucken. Das Messen des osmotischen Druckes. Löslichkeitsmessungen, Zeitmessungen. Das Messen der Temperatur. Quecksilberthermometer. Widerstandsthermometer. Thermoelektrische Thermometer. Optische Temperaturmessung Das Bestimmen des Schmerzpunktes. Das Messen der Schmerzpunktserniedrigung zur Molekulargewichtsbestimmung. Das Messen der Siedetemperatur. Siedepunktserhöhung. Molekulargewichtsbestimmung. Das Messen von Wärmemengen. Das Bestimmen von spezifischen Wärmen. Das Messen der Zähigkeit. Das Messen der Oberflächenspannung. Diffusion. Das Messen des elektrischen Widerstandes. Das Messen der Dielektrizitätskonstante. Das Messen der Überführungszahl. Coulometer, Spannungsmessungen. Optische Messungen. Schlußbemerkungen.

A. V.

Organisation von Fabrikbetrieben. Von Ingenieur Georg J. Erlacher. 4. Auflage. Oktav. 66 S. mit 13 Fig. u. 17 Formularen. Verlag Dr. Max Jänicke, Leipzig. Preis geheftet M. 1.

Der Verfasser ist ein erfahrener Fachmann und Betriebsleiter, der früher elektrotechnische Fabriken, später Flugzeugfabriken leitete. Die von Erlacher ausgearbeitete und in eigenen und fremden Betrieben erprobte Organisation ist sehr einfach, daher auch für kleinere Betriebe mit guten Ergebnissen anwendbar. Das Leitmotiv seiner Organisation ist: »Unkosten vermindern, Gewinn vermehren.« Erlachers Organisation ist das Gegenteil von Bureaukratie, einfach, übersichtlich, geringe Verwaltungskosten bei hoher Löhnung, dabei geringer Spesenzuschlag infolge der einfachen Organisation.

A. V.

Einführung in die allgemeine Mechanik. Zum Gebrauch bei Vorträgen, sowie zum Selbstunterricht. Von Dr. Max Planck, Professor der theoretischen Physik an der Universität Berlin. Leipzig 1916, S. Hirzel, Gr. 8⁰, V und 218 Seiten mit 43 Figuren. Preis geh. M. 7, geb. M. 8.

Die wohl unbestrittene Feststellung, »daß die Schwierigkeiten, mit denen der Studierende beim ersten Betreten des Gebiets der theoretischen Physik zu kämpfen hat, häufig weniger die mathematische Form, als vielmehr den physikalischen Inhalt der ihm dargebotenen Gedankengänge betreffen«, hat Planck veranlaßt, ein neues Lehrbuch der Mechanik zu schaffen. Ich kann es nicht treffender kennzeichnen: es ist ein liebenswürdiges Buch! Die Art, wie jedes Problem von der natürlichsten Seite angegriffen wird, wie die grundlegenden Dinge — ich nenne nur das Pendel — bis in die letzten Einzelheiten verfolgt und ausgenutzt werden, wie einzelne Ergebnisse sich auf den verschiedensten Wegen wiederfinden, die gefällige und doch sachliche Weise, mit der Schwierigkeiten nicht umgangen, sondern überwunden werden, macht das Studium des Werkes für den Bewanderten genußreich, für den Lehrer lehrreich, für den Lernenden so leicht wie möglich, zumal das Verständnis nicht, wie oft in solchen Lehrbüchern, durch Druckfehler erschwert wird (in den mehr als 500 Formeln fand ich deren nur ein halbes Dutzend!).

Der reiche Stoff ist gegliedert in die Mechanik eines materiellen Punktes und die Mechanik eines Systems materieller Punkte, nämlich Statik und Dynamik beliebiger Punktgebilde und des starren Körpers, dessen allgemeinste Bewegung zum Schluß behandelt und am Beispiel des Kreisels erläutert wird.

Die Orientierung in dem Buche könnte vielleicht durch kurze Überschriften der 152 Paragraphen und durch Aufnahme von deren Nummer und Inhalt in die lebenden Kolumnentitel (an Stelle der Kapitelangabe) erleichtert werden. — Das Werk wird vor allem den Studierenden, welche die Grundlagen der höheren Mathematik bereits kennen, und deren Lehrern sehr willkommen sein.

Everling.

Die meteorologische Ausbildung des Fliegers. Von Dr. Franz Linke, Professor an der Universität Frankfurt a. M., 2. umgearbeitete und vermehrte Auflage, München und Berlin 1917, R. Oldenbourg. 8⁰, III und 92 Seiten mit 37 Textabbildungen, 4 Wolkenbildern, 5 farbigen Wetterkarten und 4 Tabellen. Preis geb. M. 3.

Die neue Auflage des meteorologischen Leitfadens für Flugschüler von Linke, dessen erste Auflage vom Jahre 1913 bereits in dieser Zeitschrift (IV. Jahrgang, 1913, Heft 22, S. 308) besprochen wurde, ist in mannigfacher Weise vermehrt worden. Hinzugekommen ist unter anderm ein Absatz über die Einwirkung der Lufttemperatur auf die Höhe (S. 4, worin jedoch die Luftdichte an Stelle des Luftdruckes als maßgeblich für die Vergleichung von Flugleistungen bezeichnet werden müßte), ein weiterer über die Auswertung der Geschwindigkeitsmessung mit Stauröhren (S. 13/14 und Tabelle IV; der mit »h« bezeichnete Druck bedeutet jedoch nicht mm Quecksilbersäule, sondern Wassersäule !), und ein Abschnitt über die Eigengeschwindigkeit von Flugzeugen (S. 23 bis 25; in der Formel S. 24 unten ist jedoch das Vorzeichen falsch, auch berücksichtigt sie nur die Änderung der Richtung, nicht aber der Stärke des Windes bei Hin- und Rückweg; die vereinfachte Formel auf S. 25 oben ist dagegen richtig); ferner: die »Messung der Schräglage eines Flugzeuges« und im folgenden Kapitel, das von der Luftbewegung und ihren Störungen handelt, eine Betrachtung über die Bestimmung der Eigengeschwindigkeit im Winde (S. 32; die »Überlegung«, daß bei einer gleichmäßigen vollen Kurve die relative Geschwindigkeit gegenüber der Luft sich je nach der Windrichtung ändert, dürfte keineswegs zur Klärung der Begriffe bei den Flugschülern beitragen). Auch die folgenden Teile haben verschiedene Erweiterungen erfahren, ein interessanter Abschnitt über die Turbulenz der Luft ist hinzugekommen, die Zahl der Abbildungen ist vermehrt worden. Die meisten Figuren sind allerdings anscheinend

dem größeren Werk des Verfassers, Aeronautische Meteorologie, 1911 (vgl. diese Zeitschrift, Jahrgang III, 1912, Heft 19, S. 256) entnommen.

Das kleine Buch sei allen denen angelegentlichst empfohlen, die sich nicht über das Fliegen, sondern über die meteorologischen Instrumente, über die mannigfachen Winde und Wolken, über das Lesen von Wetterkarten und die Organisation des Wetterdienstes an Hand einer kurzen, leicht verständlichen Darstellung zu unterrichten wünschen. Everling.

Wettervorhersage für 1917. Von Andreas Voß. Sonderabdruck aus der »Deutschen Obstbauzeitung«, Heft 7 vom 1. April 1917. Vossianthus-Verlag, Berlin W. 57. Preis M. 0,60.

Kriegsamt. Amtliche Mitteilungen und Nachrichten. Mit Beilage: »Aus der Kriegswirtschaft«. Schriftleitung: Berlin W. 9, Leipziger Platz 18. Lindendruckerei und Verlags-Ges. m. b. H., Berlin CW. 6, Schiffbauerdamm 19.

Bodenreform. Deutsche Volksstimme. »Frei Hand«, Organ der Deutschen Bodenreformer. Leitung: Adolf Damaschke. 28. Jahrgang, Nr. 10 vom 20. Mai 1917.

Aus dem Inhalt: Der Weg der Kriegerheimstätten. Das preußische Wohnungsgesetz. Kleinwohnungsnot als Spekulationsobjekt. Bodenspekulation und Kriegskonjunktur. Mietskaserne. Heimatsgeist. Verlag J. Harrwitz Nachf. G. m. b. H., Berlin SW. 48. Jahresbezug M. 6, Einzelheft M. 0,30.

Die Geschwindigkeitsmesser mit Reibungsgetriebe. Von Dr.-Ing. Wilhelm Heyn. Verlag Julius Springer, Berlin W. 9. Okt. 56 S. mit 11 Abbildungen. Preis geh. M. 2,40.

Aus dem Inhalt: I. Zweck und Einteilung der Geschwindigkeitsmesser. II. Geschwindigkeitsmesser mit Reibungsgetriebe und axialer Rollenverschiebung. III. Geschwindigkeitsmesser mit Reibungsgetriebe und Lenkvorführung der Rolle. IV. Anwendungsgebiete der Geschwindigkeitsmesser.

Bei der Bedeutung der Geschwindigkeitsmesser für Luftfahrzeuge wird dieses Werk den Fachmann interessieren, obwohl die Apparate für Luftfahrzeuge nicht besonders behandelt werden. A. V.

Jahrbuch 1917 des kaiserl. königl. österreichischen „Aero-Club". Im eigenen Verlag, Wien I, Tuchlauben 3. Druck von Gebrüder Stiepel G. m. b. H. Okt. 170 S. mit zahlreichen Textabbildungen, 5 ganzseitigen Bildern und bunter Flaggentafel.

Vom Luftrecht, insbesondere in seinen Beziehungen zum staatlichen Luftfahrtsrecht und zum Grundeigentum. Von Dr. Ludwig Urbach, Advokat und Direktor des »Ungarischen Lloyd«, Flugzeug- und Motorenfabrik A.-G. in Budapest. Nach einem Vortrag im »Ungarischen Juristenverein« am 11. Nov. 1916. Verlag J. Guttenberg G. m. b. H., Berlin.

Als Kampfflieger am Suezkanal. Von Leutnant Hans Henkelburg. Mit 16 Abbildungen. Verlag August Scherl, G. m. b. H., Berlin. Geh. M. 1, geb. M. 2.

Mit einem Flug über die Berge Palästinas nach Jerusalem beginnt das Buch und führt damit den Leser in die Märchenwelt des Orients ein. Man kann begreifen, welche Aufregung das erste deutsche Flugzeug in Jerusalem hervorrufen mußte, und man kann sich auch die Empfindungen des Fliegers vorstellen, der im modernsten aller Beförderungsmittel über der Heiligen Stadt, dem Sehnsuchtsziel so vieler Jahrhunderte, schwebt. So idyllisch der Auftakt des Büchleins wirkt, so kriegerisch ist sein weiterer Inhalt. Ein Flug über der Wüste, reges Leben herrscht, alle Oasen sind Waffenplätze und Lager, und wo sonst einzelne Beduinen streiften, ziehen endlose Kolonnen mit schwerbepackten Kamelen durch die Sanddünen. Zwischen Aufklärungsflügen und wohlvorbereiteten Bombenangriffen auf Port Said und die englischen Lager am Suezkanal und in der Wüste haben unsere Luftkämpfer manch harten Strauß mit dem plötzlich auftauchenden, oft zahlenmäßig weit überlegenen Feind auszufechten. Auch an komischen Zwischenfällen fehlt es dabei nicht; so ist z. B. der Luftkampf im Nachtgewand eine der ergötzlichsten und spannendsten Episoden des an lebendigen Schilderungen überreichen Buches. Zahlreiche Aufnahmen vom Flugzeug aus geben ein anschauliches Bild der Wüste und unterstützen die prächtigen Schilderungen.

Das fliegende Schwert. Wesen, Bedeutung und Taten der deutschen Luftflotte in Wort und Bild. Herausgegeben vom Deutschen Luftflottenverein. Gr.-Okt. 64 S. mit 41 teils ganzseitigen Bildern. Preis geh. M. 1,50, Porto 10 Pf. Verlag von Gerhard Stalling in Oldenburg.

Diese soeben erschienene Schrift gibt in ihrem I. Teil einen einführenden fesselnden Aufsatz des geschäftsführenden Direktors vom Deutschen Luftflottenverein, Dr. Marquardt, über die Zusammensetzung der Luftflotte, im II. Teil in Form von Fliegerbriefen einen tiefen Einblick in die Kriegsleistungen unserer todesmutigen Flieger und Luftschiffer. Neben den beiden Großen, Boelcke und Immelmann, ziehen in ihren Taten und Todeskämpfen zahlreiche Lufthelden an uns vorüber, das Fliegerleben und -sterben in aller Einfachheit und Größe tut sich vor uns auf. Die Berichte führen uns nach Belgien, Frankreich, England, Rußland, Bulgarien, Saloniki, Rumänien und die italienischen Kampfgebiete. Diese preiswerte Schrift ist besonders der reiferen Jugend zu empfehlen.

Sammlung Vieweg. Tagesfragen aus den Gebieten der Naturwissenschaften und der Technik. 8°. Heft 39/40: **Die hydrodynamischen Grundlagen des Fluges.** Von Dr. R. Grammel, Privatdozent an der Techn. Hochschule Danzig. Gr.-Okt. 736 S. mit 83 Abbildungen. Preis geh. M. 5,60. Verlag von Friedr. Vieweg & Sohn in Braunschweig.

Karte der Baltischen Provinzen Liv-, Est- und Kurland. Sechsfarbige Ausführung. Maßstab 1 : 650000. Mit statistischen Darstellungen und einer Zeittafel. Preis M. 4. Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig.

Jedes Rittergut und fast alle größeren Beihöfe im baltischen Teil und jedes Dorf im estnischen Teil sind verzeichnet, und die ausgedehnte Küste enthält alle für die Schiffahrt wichtigen Zeichen, Riffe usw. Statistische bunte Darstellungen auf sechs Seiten Text bieten höchst interessante Vergleiche mit den Provinzen Ost- und Westpreußen und Pommern. Flächenraum, Bevölkerung, Konfessionen, Grundbesitz, Bodenbenutzung, Ernteerträge, Viehstand, Einfuhr, Ausfuhr, Industrie, Eisenbahnen sind mit Vergleichen deutscher östlicher Verhältnisse behandelt. Beigegeben ist eine Zeittafel der wichtigsten geschichtlichen Ereignisse des alten deutschen Reichslandes, von den Wikingerfahrten vor 1000 Jahren bis in die allerletzte Zeit.

Das neue Gesetz über Sicherung der Kriegssteuer vom 9. April 1917 und Das neue Gesetz über die Erhebung eines Zuschlags zur Kriegssteuer vom 9. April 1917. Für den praktischen Gebrauch erläutert von Dr. jur. Fritz Koppe, Rechtsanwalt und Syndikus und Dr. rer. pol. Paul Varnhagen, Berlin. Mit ausführlichen Anmerkungen, Beispielen, Tarifen und Sachregister. Preis geb. M. 2,80. (Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Steuerliteratur, Berlin C. 2.)

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrthaus. — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 7732.

1. Auszeichnung:

Unser Mitglied, der Erste Direktor des Knappschaftlichen Rückversicherungsverbandes, Dr. jur. Karl Heimann, Berlin-Grunewald, ist mit dem Kriegsverdienstkreuz ausgezeichnet worden.

2. Personalnotizen aus unserem Mitgliederkreis:

Dipl.-Ing. Karl von den Steinen, Marine-Bauführer, bisher Kiel, wurde nach Hamburg kommandiert;

Professor Dr.-Ing. Gümbel, L. d. R., steht zurzeit im Dienst der Unterseeboots-Inspektion, Kiel.

3. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurde als Ordentliches Mitglied in die Gesellschaft aufgenommen:

Julius Hromadnik, K. u. K. Oberleutnant d. R. d. Festungs-Artillerie, Bat. Nr. 2, Budapest, z. Z. Ingenieur bei den Eulerwerken, Schwanheim b. Frankfurt a. M.;

Gemäß § 6 erfolgte die Aufnahme als Außerordentliche Mitglieder des:

Kaiserlichen Aero-Clubs; Berlin W 30, Nollendorfplatz 3, und der

Rapp-Motoren-Werke München G. m. b. H., München, Schleißheimerstr. 288.

An Stelle unseres bisherigen Außerordentlichen Mitgliedes, der in Liquidation befindlichen Robur-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Berlin, die in dem Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau, aufging, ist der genannte Luftschiffbau als unser Mitglied getreten.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. | **28. Juli 1917.** | **Heft 13 u. 14.**


Digitized by Google

// Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt
Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL
Professor an der Universität Göttingen
und
Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. **28. Juli 1917.** **Heft 13 und 14.**

Infolge der im Laufe der Kriegsjahre außerordentlich gesteigerten Herstellungskosten kann der Verlag den seit Jahren bestehenden Bezugspreis nicht mehr aufrechterhalten und sieht sich daher gezwungen, denselben mit dem 1. Juli 1917 auf M. 7.50 für das Halbjahr und auf M. 14.— für den Jahrgang festzusetzen.

Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Systematische Luftpropellerversuche.

Von Dr.-Ing. K. Schaffran.

II. Teil.

(Schluß aus Heft 11/12).

Um die oft angeschnittene Frage zu erörtern, ob und unter welchen Umständen sich zweckmäßig gewählte Luftpropeller auch zum Antrieb von schnellen Sports- und langsam fahrenden Gebrauchsbooten eignen, ist in den Fig. 60, 61 noch eine weitergehende Auswertung der Brammellschen Versuchsergebnisse der Serie A bis zu den hohen Belastungsgraden und Slipverhältnissen vorgenommen, wie sie durch die Widerstandsverhältnisse derartiger Fahrzeuge verursacht werden. Für das in Fig. 62 dargestellte nach dem Lambertschen Prinzip gebaute Stufengleitboot dessen Linien noch besonders in Fig. 63 gebracht werden, ist auf Grund von Schleppversuchen, die in der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau ausgeführt wurden, nach den Diagrammen Fig. 64, für eine Geschwindigkeit von 50 km/h ein Widerstand S von 290 kg ermittelt worden. Mithin liegt in diesem Falle bei Wahl eines durch die konstruktiven Verhältnisse des Bootes gegebenen (beschränkten) Propellerdurchmessers von $D = 3{,}4$ m ein Schraubendurchmesserbelastungsgrad von

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = \frac{\sqrt{290}}{2{,}9 \cdot 13{,}9} = 0{,}36$$

vor. Für diesen Wert von $C_d = 0{,}36$ bestimmen die Diagramme Fig. 61 ein günstiges Steigungsverhältnis $H_w/D = 0{,}6$ einen diesem zugeordneten Slipgrad

$$C_s = \frac{n D}{V_e} = 3{,}33$$

und den Propellerwirkungsgrad η_p mit 53,2 vH. Die Tourenzahl, auf welche demnach der Propeller von

$$H_w = 0{,}6 \quad D = 0{,}6 \cdot 3{,}4 = 2{,}04 \text{ m}$$

wirksamer und

$$H = H_w \cdot 0{,}96 = 2{,}04 \cdot 0{,}96 = 1{,}96 \text{ m}$$

Sehnensteigung zur Erzeugung des für die Erreichung von 50 km/h Bootsgeschwindigkeit gebracht werden muß, würde demnach =

$$n = C_s \cdot \frac{V_e}{D} = 3{,}33 \cdot \frac{13{,}9}{3{,}4} = 13{,}6$$

pro s = n_s = 816 pro Minute betragen. Da der Motor hierbei auf 1400 Touren pro Minute kommen soll, so wäre zwischen seiner Welle und der des Propellers ein Übersetzungsgetriebe von

$$\frac{816}{1400} = \frac{1}{1{,}72}$$

vorzusehen. Die effektiven Schubpferdestärken SPS zur Erreichung von 50 km/h Geschwindigkeit betragen

$$\frac{S \cdot V_e}{75} = \frac{290 \cdot 13{,}9}{75} = 53{,}8,$$

mithin hätte man bei einem Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 53{,}2$ vH einen Motor zu wählen, der mindestens

$$WPS = \frac{SPS}{\eta_p} = \frac{53{,}8}{53{,}2} = 101$$

abgebremste Wellenpferdestärken abgibt.

Soll zwischen Motor- und Propellerwelle keine Übersetzung eingebaut werden, also der Propeller bei 50 km/h Geschwindigkeit mit $n_s = 1400$ Touren pro Minute $= n = 23{,}3$ pro s arbeiten, so bestimmen die Diagramme Fig. 65 für den in diesem Falle vorliegenden Tourenbelastungsgrad von

$$C_n = \sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_s^2} = \sqrt{290} \cdot \frac{23{,}3}{13{,}9^2} = 2{,}06$$

ein günstiges Steigungsverhältnis $H_w/D = 0{,}6$ einen diesem zugeordneten Slipgrad

$$C_s = \frac{n D}{V_s} = 4{,}2$$

und dem Wirkungsgrad $\eta_p = 45$ vH. Es wäre demnach ein Propellerdurchmesser von

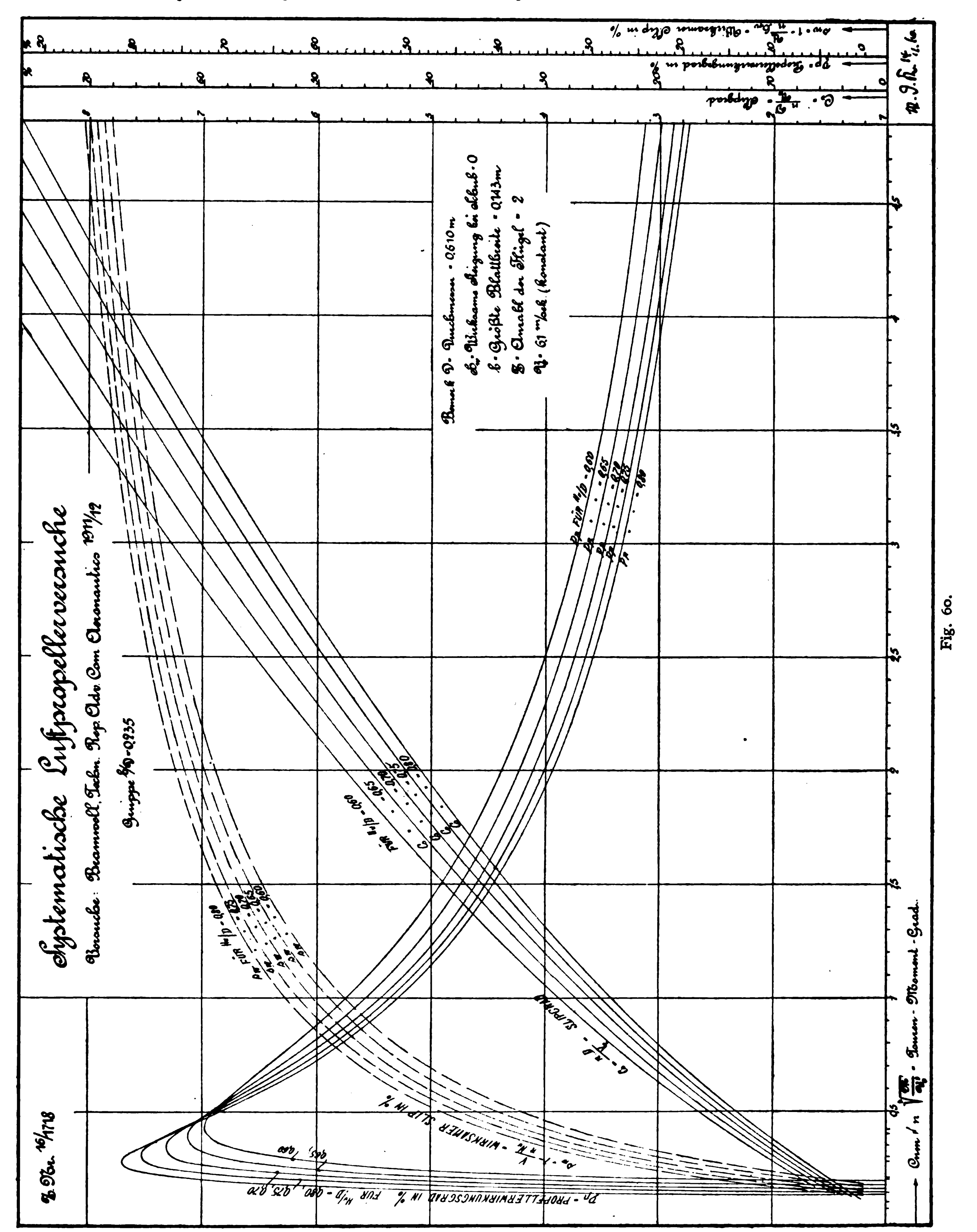


Fig. 60.

$$D = C_s \cdot \frac{V_s}{n} = 4{,}2 \cdot \frac{13{,}9}{23{,}3} = 2{,}5 \text{ m}$$

bei einer wirksamen Steigung

$$H_w = 0{,}6 \cdot D = 0{,}6 \cdot 2{,}5 = 1{,}5 \text{ m}$$

entsprechend einer Sehnensteigung von

$$H = 0{,}96 \cdot H_w = 0{,}96 \cdot 1{,}5 = 1{,}44 \text{ m}$$

und ein Motor von

$$WPS = \frac{SPS}{\eta_p} = \frac{53{,}8}{0{,}45} = 119{,}5$$

abgebremsten Wellenpferdestärken vorzusehen, um die betreffenden Geschwindigkeit zu erreichen. Die Diagramme Fig. 60 ermöglichen eine bequeme Ermittelung des mit einem zweckmäßigen Propeller zu erwartenden nutzbaren effek-

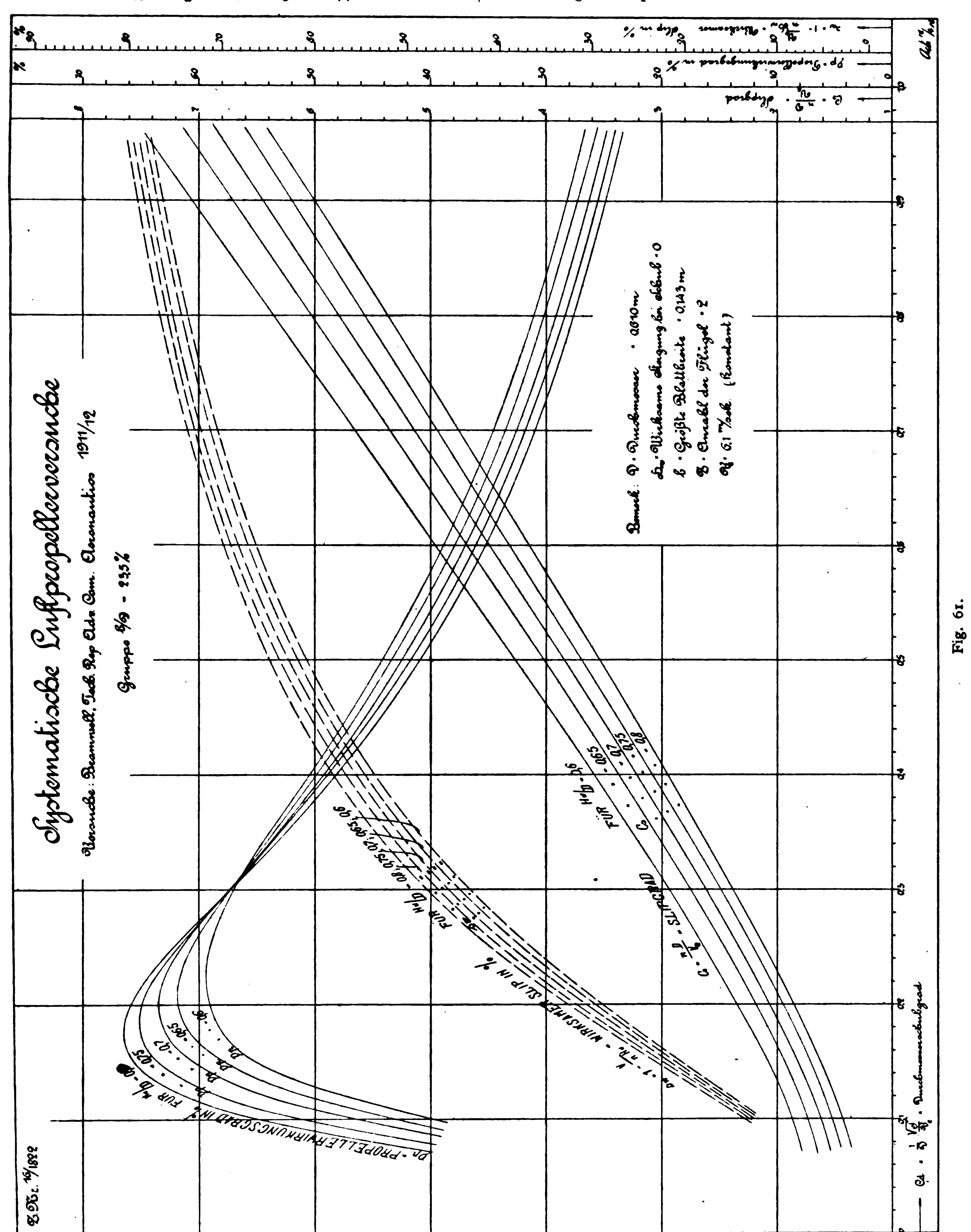


Fig. 61.

tiven Schubes für den Fall, daß ein Motor, der seine volle Leistung bei einer bestimmten Tourenzahl abgibt, bereits vorgesehen, aber der Propellerdurchmesser nicht beschränkt ist:

$$WPS = 130; \; n_s = 1400;$$

$$M = \frac{WPS \cdot 75}{2\pi \cdot n_s} \cdot 60 = \frac{150 \cdot 75}{2\pi \cdot 1400} \cdot 60 = 66{,}8 \text{ mkg};$$

Tourenmomentgrad $C_{nm} = n \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} = 23{,}3 \cdot \sqrt[3]{\frac{66{,}8}{13{,}9^5}} = 1{,}175.$

Für diesen Wert von $C_{nm} = 1{,}175$ läßt sich mit einem Propeller von $H_w/D = 0{,}6$ wirksamen Steigungsverhältnis bei einem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 4{,}25$$

ein Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 44{,}1$ vH erreichen. Mithin würden die effektiven Propellerschubpferdestärken $SPS = WPS. \; \eta_p = 130 \cdot 0{,}441 = 57{,}4$ betragen, welche bei 50 km/h Geschwindigkeit einen nutzbaren Propellerschub von

$$S = \frac{SPS \cdot 75}{V_e} = \frac{57{,}5 \cdot 75}{13{,}9} = 310 \text{ kg}$$

ergeben würden. Da letzterer bereits größer als der Bootswiderstand bei dieser Geschwindigkeit ist, so würde das Boot hierbei eine entsprechend größere Belastung vertragen oder im anderen Falle auf eine höhere Geschwindigkeit zu bringen sein. Der Propellerdurchmesser müßte

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n} = 4{,}25 \cdot \frac{13{,}9}{23{,}3} = 2{,}54 \text{ m},$$

die wirksame Steigung

$$H_w = 0{,}6 \cdot D = 0{,}6 \cdot 2{,}54 = 1{,}52$$

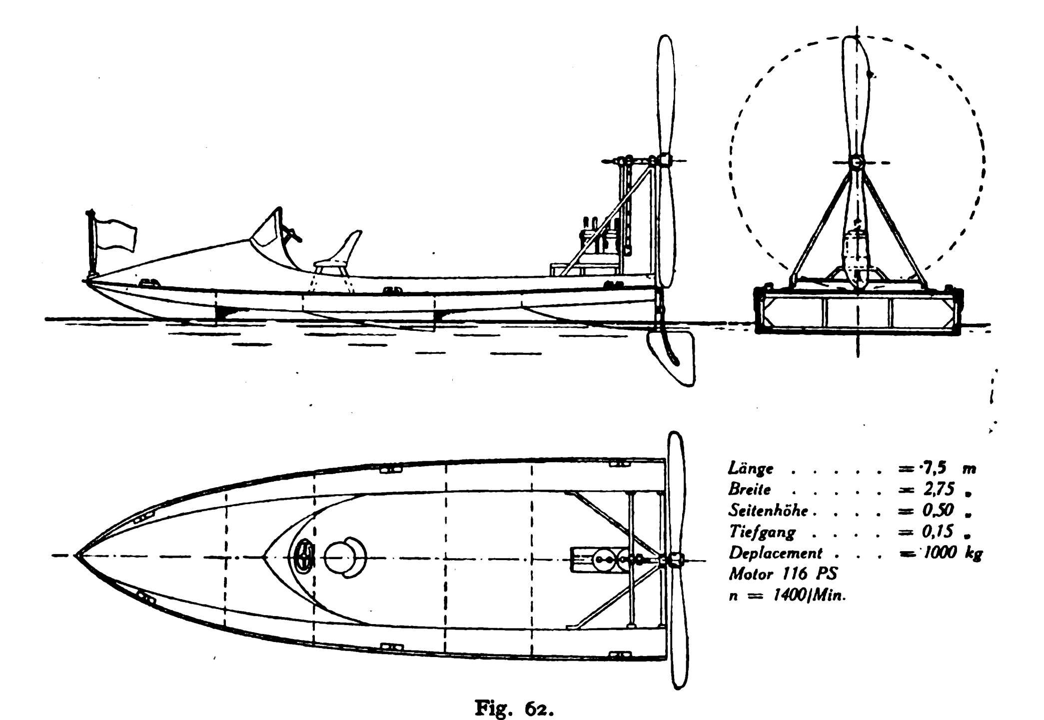
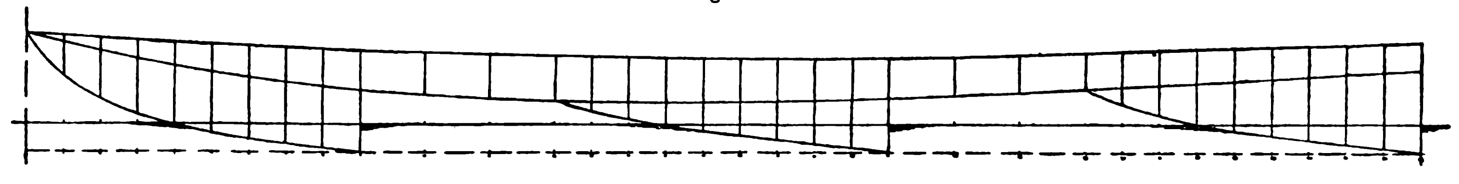
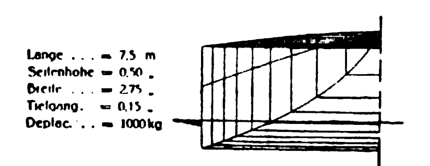


Fig. 62.





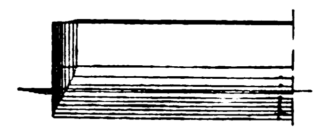
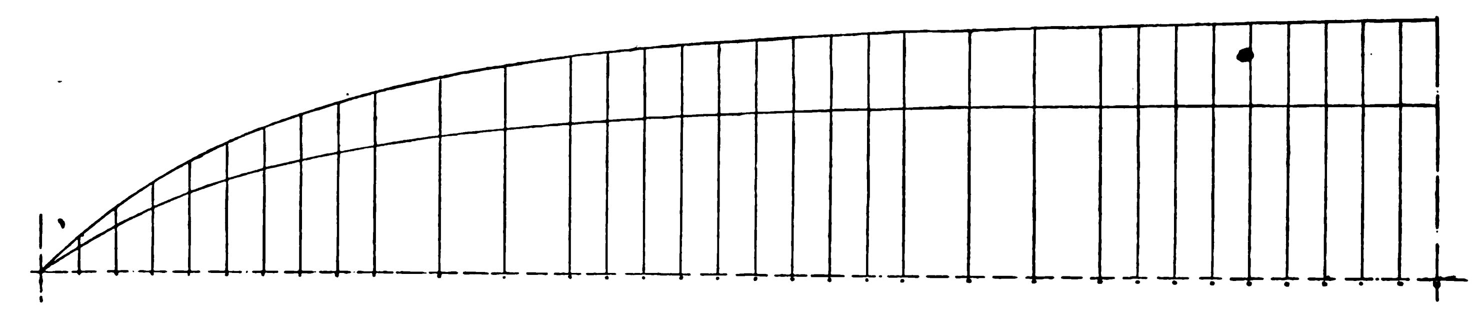




Fig. 63.



und die Sehnensteigung

$$H = 0{,}96 \cdot H_w = 0{,}96 \cdot 1{,}52 = 1{,}46 \text{ m}$$

betragen. Ist schließlich bei Wahl des letzteren Motors von $WPS = 130$ abgebremsten Wellenpferdestärken und $n_s = 1400$ Touren pro Minute der Propellerdurchmesser aus konstruktiven Gründen mit z. B. $D = 2{,}5$ m gegeben (beschränkt), so liegt damit der Durchmessermomentgrad mit

$$C_{d_m} = \frac{1}{D} \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = \frac{1}{2{,}5} \cdot \sqrt{\frac{66{,}8}{13{,}9^2}} = 0{,}28$$

fest, bei welchem ein Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = \frac{23{,}3 \cdot 2{,}5}{13{,}9} = 4{,}2$$

$= 4{,}2$ einzuhalten wäre. Für diese Werte von $C_{nm} = 0{,}28$ und $C_s = 4{,}2$ bestimmt das Diagramm Fig. 66, das passende Steigungsverhältnis mit $H_w/D = 0{,}615$ und einem diesem zugeordneten Propellerwirkungsgrad von $\eta_p = 43{,}2$ vH. Die effektiven Propellerschubpferdestärken SPS würden $WPS \cdot \eta_p = 130 \cdot 0{,}432 = 56{,}2$ betraen und einen nutzbareng Schub von

$$S = \frac{SPS \cdot 75}{V_e} = \frac{56{,}2 \cdot 75}{13{,}9} = 302 \text{ kg}$$

erwarten lassen, der ausreichen würde, um das Boot auf die gewünschte Geschwindigkeit von 50 km/h zu bringen. Die wirksame Steigung müßte in diesem Falle mit $H_w = 0{,}615 \cdot D = 0{,}615 \cdot 2{,}50 = 1{,}54$ m und die Sehnensteigung mit etwa $0{,}96 \cdot H_w = 0{,}96 \cdot 1{,}54 = 1{,}48$ m gewählt werden. Wie durch diese zahlenmäßigen Auswertungen, die ebenfalls nicht auf absoluten, sondern nur auf relativen Wert Anspruch machen sollen, gezeigt worden ist, läßt sich an Hand der als Funktion der vier verschiedenen Belastungsgrade aufgetragenen Versuchsergebnisse für jeden vorkommenden Konstruktionsfall sowohl der zweckmäßigste Propeller dimensionieren als auch der Nachweis erbringen, ob und unter welchen Umständen die verlangten Konstruktionsbedingungen eines vorliegenden Projekts eingehalten werden können.

Stellt man sich nun die Aufgabe, das obige Stufengleitboot für die gleichen Konstruktionsbedingungen, d. h. für dieselbe Geschwindigkeit von $V_s = 50$ km/h und dieselben Motor- bzw. Propellertouren von $n_s = 1400$ min. mit einer Wasserschraube anzutreiben, so wäre in diesem Falle infolge des durch Welle und Schraubenböcke verursachten zusätzlichen Widerstandes und infolge des Soges, den der Propeller auf das Boot ausübt, ein um etwa 30 vH höherer effektiver Schraubenschub also $S = 290 \cdot 1{,}3 = $ c. 380 kg erforderlich. Dir Fortschrittsgeschwindigkeit des Propellers im Kielwasser würde infolge des Nachstroms etwa 10 vH geringer als die Bootsgeschwindigkeit sein, mithin $V_e = 13{,}9 \cdot 0{,}9 = 12{,}5$ m/s betragen, so daß man mit einem Tourenbelastungsgrad

$$C_n = \sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_e^2} = \sqrt{380} \cdot \frac{23{,}3}{12{,}5^2} = 2{,}9$$

zu rechnen hätte, für welchen die Diagramme Fig. 21 (Heft 15/16 S. 100) der dreiflügligen Propellergruppe mit 30 vH Flächenverhältnis A_p/A ein günstiges Steigungsverhältnis $H/D = 1{,}2$, ein diesem zugeordneten Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 0{,}9$$

und einen reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 73$ vH bestimmen. Es wäre demnach eine Schraube von

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n} = 0{,}9 \cdot \frac{12{,}5}{23{,}3} = 0{,}482 \text{ m Durchmesser}$$

und

$$H = 1{,}2 \cdot D = 1{,}2 \cdot 0{,}482 = 0{,}58 \text{ m Steigung}$$

zu wählen. Da die effektiven Schubpferdestärken für die Erreichung der Geschwindigkeit von 50 km/h

$$SPS = \frac{S \cdot V_e}{75} = \frac{380 \cdot 12{,}5}{75} = 63{,}2$$

betragen müßten, so wäre für den Motor eine abgebremste Wellenleistung von

$$WPS = \frac{SPS}{\eta_p} = \frac{63{,}3}{0{,}73} = 86{,}6 \text{ Pferden}$$

erforderlich.

Man sieht hieraus, daß im vorliegenden Fall der Antrieb durch eine zweckmäßige Wasserschraube dem vermittelst eines Luftpropellers trotz der für letzteren günstigen hohen Geschwindigkeit um 40 bis 50 vH überlegen ist. Dies tritt noch mehr in die Erscheinung, wenn es sich darum handelt, Boote bei geringeren Geschwindigkeiten anzutreiben. Eine gewöhnliches Tourenboot von 9 m Länge, 2 m Breite, 0,5 m größtem Tiefgang und 4 t Deplacement erfordert z. B. für eine Fahrtgeschwindigkeit von 15 km/h bei Wasserpropellerantrieb einen Motor von $WPS = 16$ abgebremsten Pferdestärken bei $\eta_s = 600$ Touren pro Minute. Der Tourenmomentgrad, bei welchem die Schraube in diesem Falle arbeitet, ist

$$C_{nm} = n \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}};$$

$$n = \frac{n_s}{60} = \frac{600}{60} = 10;$$

$$M = \frac{WPS \cdot 75}{2\pi \cdot n} = \frac{16 \cdot 75}{2\pi \cdot 10} = 18{,}1;$$

$$V_e = \frac{3{,}6}{15} \cdot 0{,}9 = 3{,}75$$

$$C_{nm} = 10 \cdot \sqrt[3]{\frac{18{,}1}{3{,}75^5}} = 1{,}35.$$

Bei einem durch den Tiefgang beschränkten Propellerdurchmesser von $D = 0{,}4$ m müßte ein Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = \frac{10 \cdot 0{,}4}{5{,}75} = 1{,}067$$

eingehalten werden.

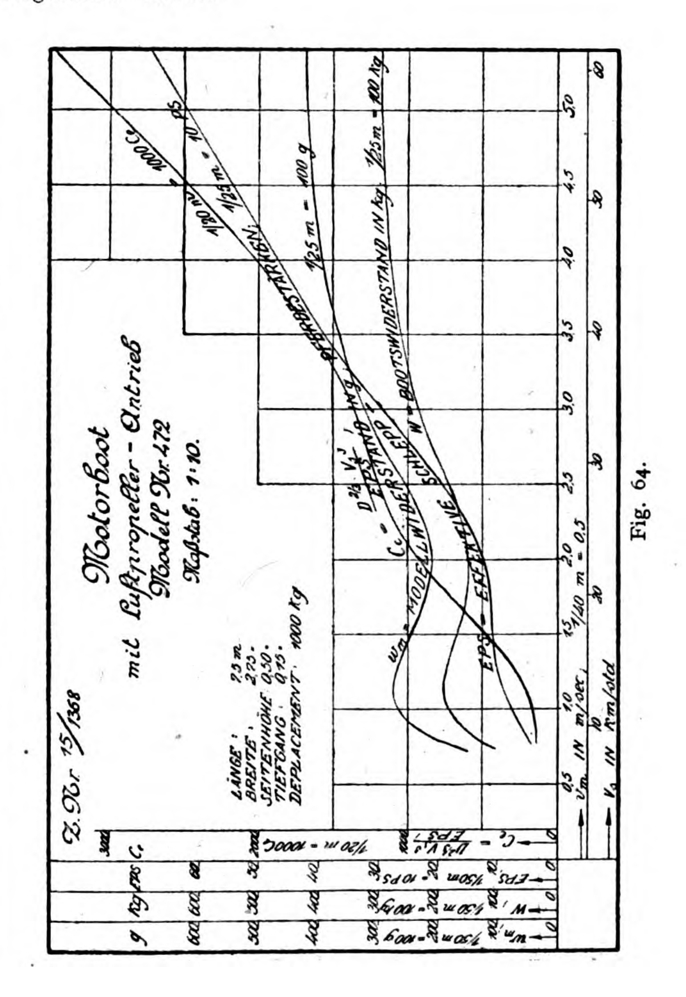


Fig. 64.

Für diese Werte

$$C_{nm} = 1{,}35 \text{ und } C_s = 1{,}067$$

bestimmen die Diagramme der dreiflügligen Propellergruppe mit 30 vH Flächenverhältnis A_p/A Fig. 23 (Heft 15/16 S. 104) ein passendes Steigungsverhältnis $H/D = 1{,}0$ und einen diesem zugeordneten reinen Propellerwirkungsgrad von $\eta_p = 70$ vH. Mithin würde die effektive Leistung an Propellerschubpferdestärken

$$SPS = WPS \cdot \eta_p = 16 \cdot 0{,}7 = 11{,}2$$

und der erforderliche Propellerschub

$$S = \frac{SPS \cdot 75}{V_e} = \frac{11{,}4 \cdot 75}{3{,}75} = 224 \text{ kg}$$

betragen. Beim Luftschraubenantrieb wäre der zusätzliche

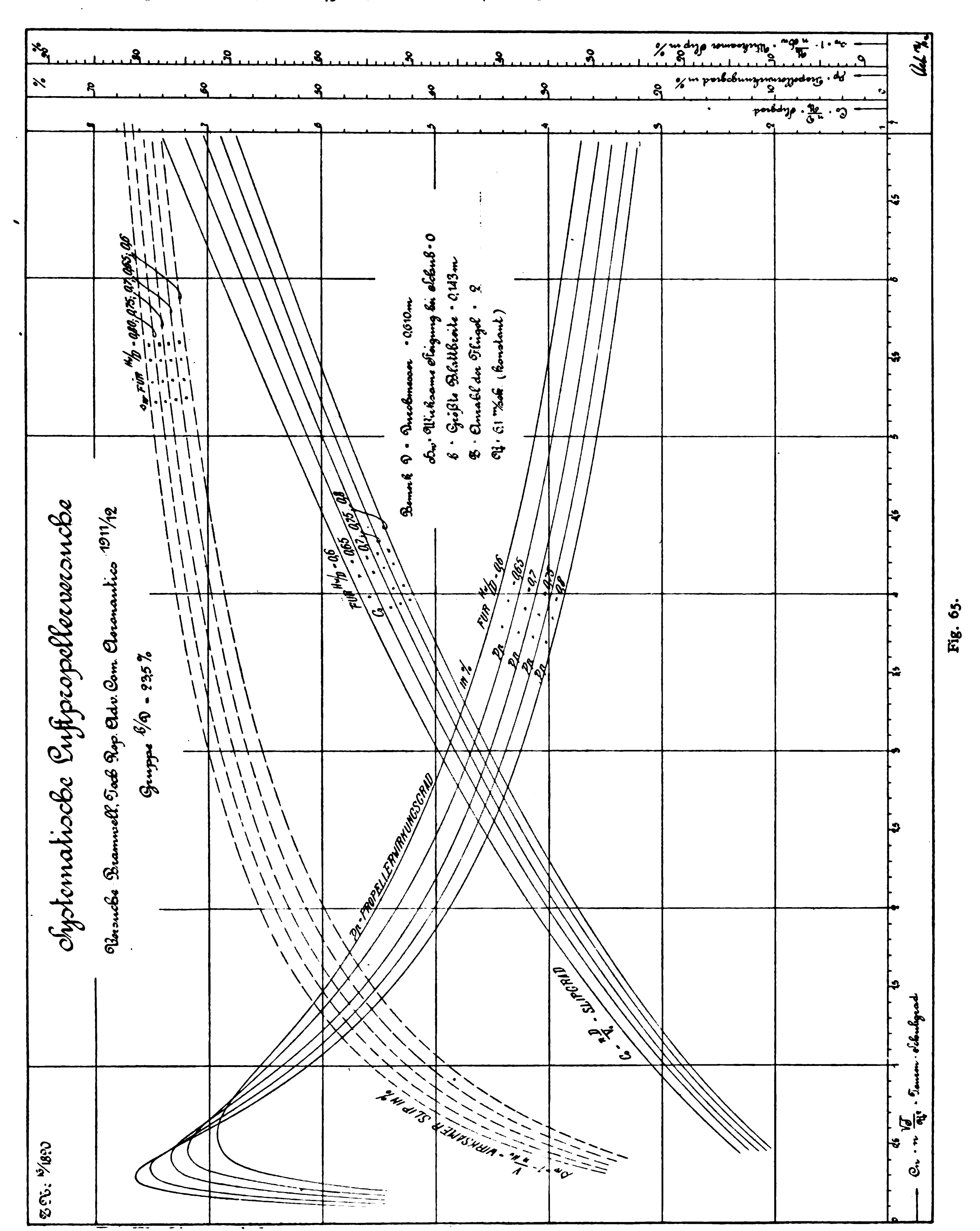


Fig. 65.

Widerstand der Schraubenwellenhalterung sowie der Propellersog von insgesamt etwa 30 vH des Bootswiderstandes in Abzug zu bringen, so daß in diesem Falle nur mit $\frac{223}{1{,}2} = 172$ kg erforderlichen Propellerschub zu rechnen hätte. Bei Wahl eines aus konstruktiven Gründen vielleicht noch statthaften größten Propellerdurchmessers von $D = 3{,}0$ m würde demnach ein Durchmesserbelastungsgrad

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = \frac{\sqrt{172}}{3 \cdot 4{,}6} = 1{,}05$$

vorliegen, welcher nach den Diagrammen Fig. 61 für das beste Steigungsverhältnis von $H_w/D = 0{,}6$ einen Wirkungsgrad von $\eta_p = 25$ vH erwarten läßt und einen zugehörigen Slipgrad

$$C_s = \frac{n\,D}{V_e} = 8$$

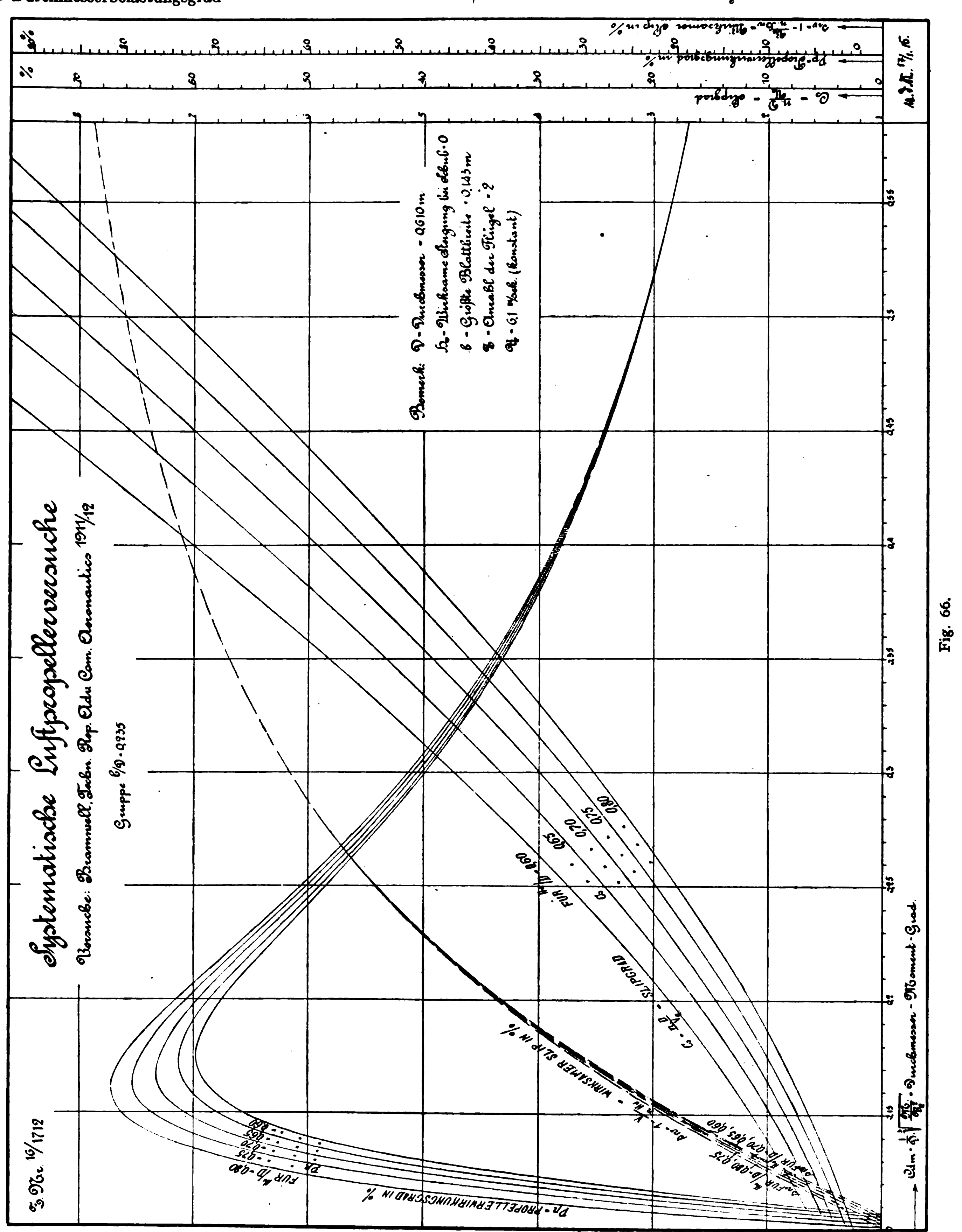


Fig. 66.

bestimmt. Es müßte demnach zur Erreichung der Geschwindigkeit von 15 km/h ein Motor von

$$WPS = \frac{SPS}{\eta_v} = \frac{172 \cdot 4{,}16}{75} \cdot \frac{1}{0{,}25} = 38$$

38 abgebremsten Wellenpferdestärken vorgesehen werden, der den Propeller mit

$$n = C_s \cdot \frac{V_e}{D} = 8 \cdot \frac{4{,}16}{3} = 11{,}1 \text{ Touren}$$

pro Sekunde $= n_s = 666$ pro Minute antreibt. Da diese Motorleistung mehr als das Doppelte der bei Wasserpropellerantrieb erforderlichen beträgt, so dürften hiermit der Nachweis für die Unzweckmäßigkeit des Luftschraubenantriebes für gewöhnliche Boote von kleinerer Geschwindigkeit erbracht sein.

Das Höhensteuer der Flugzeuge.

Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader.

(Mit Tafel III.)

Die Veränderung der Flugrichtung gegenüber der Wagrechten wird augenblicklich ausnahmslos durch eine kleine Fläche bewirkt, die hinter den Tragflügeln liegt. Die Untersuchung beschränkt sich daher auf diese Gesamtanordnung und überläßt ihre Erweiterung auf die sog. Enten, bei denen das Höhensteuer den Tragflügeln vorgelagert ist, dem Bedürfnis. Für die Einzelteile der Höhensteuerung gelten weiterhin folgende Bezeichnungen. Der Führer leitet die Drehung des

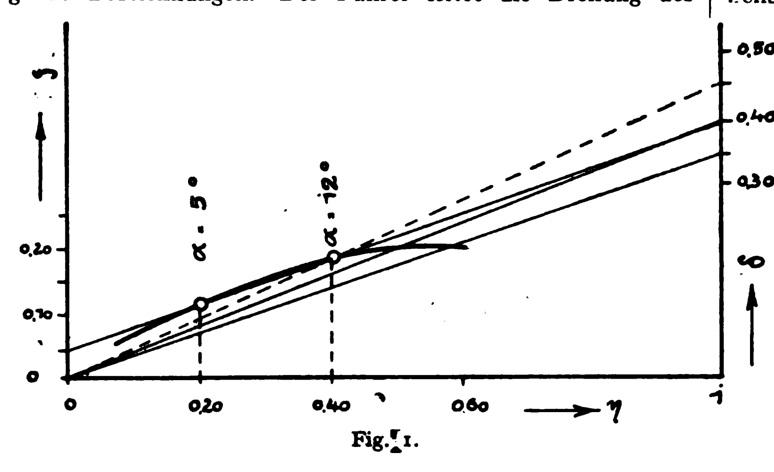


Fig. 1.

Flugzeugs um die Querachse ein durch den Knüppel[1]). Die Drehung des »Knüppels« aus seiner mittleren Lage nach vorn bzw. hinten bewirkt durch Vermittlung der »Steuerleitung«, die durch Kreuzung der Leinen den Drehsinn umkehrt, einen Ausschlag des an der feststehenden »Flosse« drehbar gelagerten »Ruders« nach unten bzw. oben. Flosse und Ruder zusammen heißen »Steuer«. Ein Ausschlag des Ruders bewirkt zunächst eine Querschnittsänderung des Steuers derart, daß aus der ebenen eine gewölbte Fläche wird. Zudem wird durch die Lagenänderung der Hinterkante des Ruders gegenüber der Vorderkante der Flosse der meßbare Anstellwinkel des Steuers im Sinne stärkerer Steuerwirkung verändert. Bedenkt man letzten Endes, daß der wirksame Anstellwinkel gewölbter Flächen größer ist als der meßbare, so erklärt sich auch ohne rechnerischen Verfolg die außerordentliche Wirksamkeit der gebräuchlichen Steuerkonstruktion. Sie ist auch ohne weiteres ersichtlich beträchtlicher, als wenn das Steuer lediglich aus einem Ruder (ohne Flosse) besteht. Denn die Auftriebshöchstwerte stark gewölbter Flächen übertreffen die ebener Flächen um 100% und mehr.

Durch die Rechnung gelingt es auch, die Ruderausschläge auf das erforderliche Maß zu beschränken und damit die Knüppelbewegung so empfindlich zu machen, als es eben günstig scheint.

Wir berechnen zunächst die Momente der Luftkräfte von Zelle und Steuer für den Schwerpunkt. Für den Gleitflug und auch für Motorflug, wenn die Schubrichtung durch den Schwerpunkt geht, müssen diese Momente gleich groß und entgegengesetzt gerichtet sein, also das Moment aller Luftkräfte N verschwinden. Wir vernachlässigen die hinsichtlich der Momente geringfügige Verschiedenheit der Entfernung von Tragflügelvorderkante und Steuerdruckpunkt von der Flugrichtung des Schwerpunkts und bezeichnen mit η_T bzw. η_S die Auftriebszahl der Tragflügel bzw. des Steuers, mit $\varkappa$ das Inhaltsverhältnis von Steuer zu Zelle und mit δ bzw. λ den Abstand des Schwerpunkts bzw. Steuerdruckpunkts von der Tragflügelvorderkante in Teilen der Tragflügeltiefe a. Lassen wir noch den verschwindenden Anteil des Steuers am Gesamtauftrieb außer acht, so wird Gewicht gleich Zellenauftrieb

$$G = \eta_T \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

und damit

$$N = \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2 \cdot a \, [\eta_T \cdot \delta - \varsigma - \eta_S \cdot \varkappa \cdot \lambda] \quad . \quad . \quad (2)$$

Hierin ist $N_T = \varsigma \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2 \cdot a$ kgm das Moment der Zelle um die Vorderkante des (untersten) Flügels[1]). Darstellungen von 5 für Flügel verschiedener Querschnitte haben gezeigt, daß man für normale Betriebszustände hinsichtlich der Stabilität und im vollen Bereich sogar mit einem gewissen Sicherheitsgrad hinsichtlich der Steuerbarkeit diese Funktion linear annähern kann (Fig. 1):

$$\varsigma = \varphi + \psi \cdot \eta_T \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

damit läßt sich Gleichung (2) umformen auf:

$$N = \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2 \cdot a \, [\eta_T (\delta - \psi) - \varphi - \eta_S \cdot \varkappa \cdot \lambda] \quad . \quad (4)$$

Die erste und einfachste Forderung, die hieraus abzuleiten ist, betrifft die Möglichkeit, daß eine erhebliche Störung (Böe, Luftloch usw.) den Auftrieb zum Verschwinden gebracht hat ($\eta_T = 0$; Kopfsturz) und eine beträchtliche Steuerkraft zur Verfügung stehen muß, um den normalen Anstellwinkel wiederherzustellen. Daraus folgt:

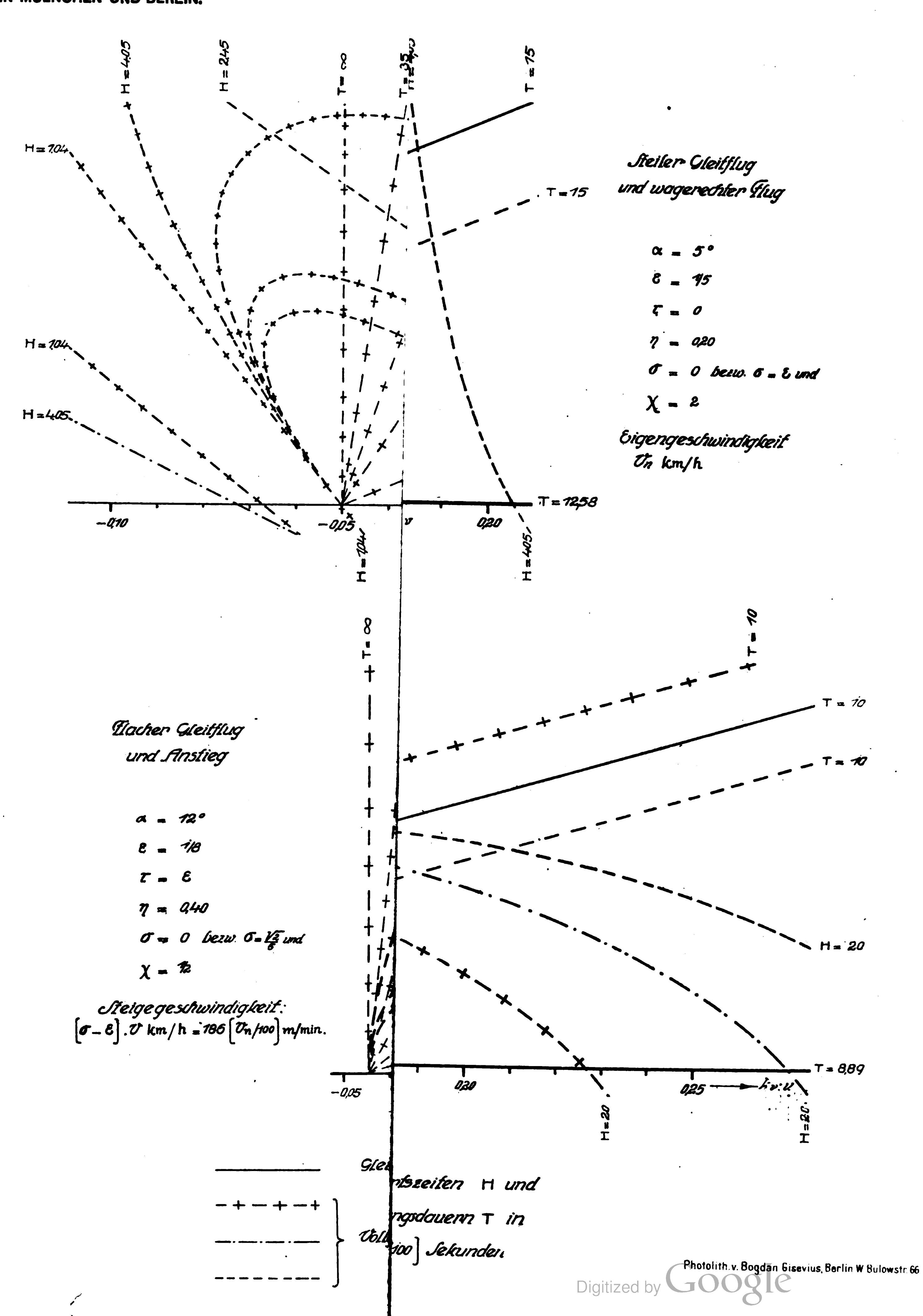
$$\varkappa \cdot \lambda = \frac{\varphi}{-\eta_{S_0}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

Der zulässige Höchstbetrag für η_{S_0}, der hier einzuführen ist, beträgt mit mehrfacher Sicherheit etwa 0,40, da Auftriebszahlen bis über 0,80 schon gemessen worden sind und die Kurve ς die Ordinatenachse immer unterhalb ihrer Näherungsgeraden schneidet. Die möglichste Erniedrigung der Geschwindigkeit beim »Ausschweben« vor dem »Aufsetzen« bedingt, daß auch zur Erreichung des größten Anstellwinkels keine größere Auftriebszahl als η_{S_0} vom Steuer gefordert werden darf, um zuverlässig den größten Anstellwinkel erreichen zu können. Mit anderen Worten, daß nach Fig. 1 die Tangente δ der Ursprungsgeraden $\eta \cdot \delta$ immer kleiner gewählt werden sollte als ψ, höchstens gleich ψ. Die dann, d. h. im letzteren Falle, unveränderliche negative Auftriebszahl des Steuers für alle Anstellwinkel bedeutet keineswegs unveränderlichen Ausschlag des Steuers, sondern da mit zunehmendem Anstellwinkel des Tragflügels der infolge der Schränkung negative Anstellwinkel der Flosse (nicht des Steuers) abnimmt, so muß die Ab-

[1]) Steuer schlechtweg, wie schon vorgeschlagen wurde, ist zu allgemein. Ebenso unrichtig ist Steuersäule. Säule ist ein Feststehendes, Tragendes. Zulässig bei Kraftwagen und Schiff. Knüppel und Hand sind hingegen vorstellungsgemäß untrennbar. Es ist auch sowohl für das Fliegen wie für die Konstruktion von untergeordneter Bedeutung, ob zur Quersteuerung (Drehung um die Längsachse) der Knüppel selbst oder ein aufmontiertes Rad zu drehen ist, es sich also im engeren Sinne um eine sog. Knüppelsteuerung oder um eine sog. Radsteuerung handelt.

[1]) Die dimensionslose Größe ς, wie Widerstands- und Auftriebszahl schlichtweg als Momentenzahl zu bezeichnen, scheint für analytische und graphische Rechnungen viel geeigneter als die anschaulich irreführende Angabe der »Druckpunktslage« auf der Sehne und wird auch im Windtunnel unmittelbar gemessen.

ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTORLUFTS
DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG
IN MUENCHEN UND BERLIN.



Photolith. v. Bogdan Gisevius, Berlin W Bulowstr. 66

nahme der Anstellung durch eine Zunahme der Wölbung ausgeglichen werden; d. h. der Auschlag des Steuers nach oben, des Knüppels nach hinten, muß, um den Anstellwinkel zu vergrößern, zunehmen. Nun lassen sich die großen negativen Auftriebszahlen des Steuers, die mit Erhöhung des Widerstandes und mit Erniedrigung des Auftriebs für das ganze Flugzeug verbunden sind, offenbar meiden, wenn man nach Gleichung (4), da ja bei zentrischem Antrieb für das Gleichgewicht N zu Null werden muß, δ vergrößert. Dem stehen jedoch bis zum gewissen Maße hinsichtlich der Stabilisierung Bedenken entgegen. Die Ableitung der Gleichung (4) nach dem Anstellwinkel α

$$N' = \frac{180}{\pi} \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2 \cdot a \left[\eta_T' (\delta - \psi) - \eta_S' \cdot \frac{d a_F}{d a_T} \cdot \varkappa \cdot \lambda \right]^{1)} \quad (6)$$

zeigt, daß die Erreichung eines negativen Werts für N', d. h. eines mit abnehmendem Anstellwinkel im Sinne seiner Vergrößerung zunehmenden Moments, wie die statische Stabilisierung fordert, durch die Vergrößerung von δ erschwert, ja bei Steigerung über einen gewissen Wert unmöglich gemacht wird. Es läßt sich, indem man Gleichung (6) = o setzt, wenn alle anderen Größen bekannt sind, der obere Grenzwert für δ angeben, der der Indifferenz des Gleichgewichts ($N' = 0$) entspricht, d. h. einem Zustande, wo bei gleichem Steuerausschlag das Flugzeug verschiedene Lagen einnehmen kann. Man sieht sich so gezwungen, die Schwerpunktslage zwischen engen Grenzen zu wählen. Man darf den Schwerpunkt nicht zu weit nach vorn legen, um nicht eines bestimmten Sicherheitsgrades der Steuerung verlustig zu gehen, und man kann ihn nicht über ein gewisses Maß nach hinten verschieben, ohne die Stabilisierung zu unterbinden. Und es ist doch ohne Zweifel für jeden Betriebszustand des Flugzeugs ein rückführendes Moment ($-N'$) $>$ o zu fordern, welches, nach Störungen der Lage des Flugzeugs gegenüber der Flugrichtung, die alte Lage wiederherstellt. Denn ganz abgesehen von der unerhörten Anforderung an die Aufmerksamkeit des Führers, die eine Vernachlässigung dieser Forderung mit sich brächte, ist es mit den einfachsten Funktionen des Flugzeugs als Verkehrs- oder als Kampfmittel unverträglich, seine Lagenbeständigkeit nicht unbedingt zu sichern. Man hat als Maß für die statische Stabilisierung aus dem Schiffbau den Begriff der »metazentrischen Höhe« übernommen. Sie ergibt sich aus

$$\frac{-N'}{G} = \frac{180}{\pi} \cdot \frac{\eta_T'}{\eta_T} \cdot a \left[\psi - \delta + \frac{\eta_S'}{\eta_T'} \cdot \frac{d a_F}{d a_T} \cdot \varkappa \lambda \right] = \frac{a}{\operatorname{arc} \alpha} \cdot \nu \quad (7)$$

$$\nu = \psi - \delta + \frac{\eta_S'}{\eta_T'} \cdot \frac{d a_F}{d a_T} \cdot \varkappa \lambda \quad (8)$$

arc α in Gleichung (7) bedeutet den »wirksamen« Anstellwinkel in Bogeneinheiten, d. h. die Subtangente im Diagramm der Auftriebszahl über dem Anstellwinkel. Je nach dem mehr oder weniger linearen Verlauf von η_T über a_T ist α weniger oder mehr verschieden von der Summe des meßbaren Anstellwinkels und des Winkels, bei dem der Auftrieb verschwindet.

Die Definition Gleichung (8) enthält neben der Auftriebsänderung der Flosse η_S' einen Reduktionsfaktor $d a_F / d a_T$, der darin begründet ist, daß infolge Strömungsablenkung durch den Tragflügel der durch Windfahne »meßbare« Anstellwinkel der »Flosse« kleiner ist als der »scheinbare«. Die Ablenkung der Strömung durch die Tragflächen beträgt in Graden für eine Flosse im Abstand λ, wenn die Tragflächen βmal so breit als tief sind,

$$\varrho = \frac{180}{\pi^2} \cdot \frac{\eta_T}{\beta_T} \left(1 + \sqrt{1 + \left(\frac{\beta_T}{2 \lambda} \right)^2} \right) = c_\varrho \cdot \eta_T \quad (9)$$

Die Flosse (nicht das Steuer) sei gegenüber dem Tragflügel um einen Winkel σ geschränkt. Dann ist der »meßbare« Anstellwinkel der Flosse (nicht des Steuers!)

$$a_F = a_T - \sigma - \varrho = a_T - \sigma - c_\varrho \cdot \eta_T \quad (10)$$

Daraus folgt:

$$d a_F / d a_T = 1 - c_\varrho \cdot \eta_T' \quad (11)$$

Nunmehr fehlt zur numerischen Berechnung der metazentrischen Höhe nur noch die Änderung der Auftriebszahl des Steuers mit seinem Anstellwinkel. Zu dem Zweck bedarf es zahlenmäßiger Feststellungen, die von vornherein an bestimmte Formen von Ruder und Flosse gebunden sind. Es ist hinlänglich bekannt, daß die Auftriebszahlen mit größerer relativer Breite (größerem Seitenverhältnis) der Flügel wachsen. Es ist also durchaus zweckmäßig, von der üblichen, an das Vorbild des Vogels angelehnten Steuerform Abstand zu nehmen und sich rechteckigen Formen mit möglichst großer seitlicher Erstreckung zuzuwenden. Andererseits stehen dem Bedenken entgegen hinsichtlich der Versteifung der Flächen am Rumpf und der mit der Verbreiterung der Flächen wachsenden Ansprüche an die Torsionsfestigkeit des Rumpfes selbst. Es ist daher für die folgende Rechnung ein Seitenverhältnis 3 ($\beta_s = 3$) zugrunde gelegt und dabei einmal die Achse des Ruders in die Hälfte, das andere Mal in zwei Drittel der Tiefe des Steuers gelegt. Bedeutet x das Tiefenverhältnis von Flosse zu Ruder (also den gewählten Achsenlagen gemäß $x = 1$; bzw. $x = 2$), so ist die Anstellwinkeländerung ς mit Ruderausschlag ω nach Fig. 2 bestimmt durch:

$$\operatorname{tg} \varsigma = \frac{\sin \omega}{x + \cos \omega} \quad (12)$$

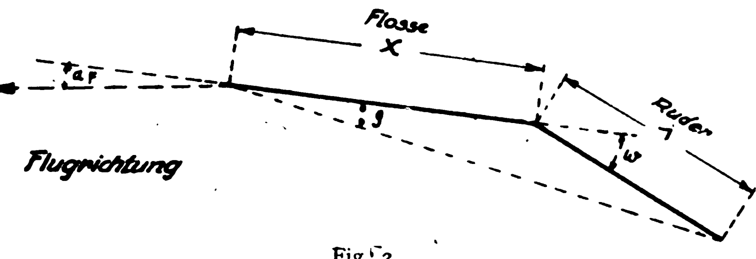


Fig. 2.

und der Wölbungspfeil:

$$\gamma = \frac{x}{x + \cos \omega} \cdot \frac{\operatorname{tg} \varsigma}{1 + \operatorname{tg}^2 \varsigma} \quad (13)$$

Außerdem verkürzt sich die Sehne des Steuers. Die Fläche des Steuers oder ihre Auftriebszahl ist daher mit einem Faktor χ zu reduzieren, der folgt aus:

$$\chi = \frac{x + \cos \omega}{x + 1} \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \varsigma} \quad (14)$$

Die zur Berechnung der Auftriebszahlen zur Verfügung stehenden Versuchswerte von Föppl und Eiffel[1]) treffen insofern für den vorliegenden Fall nicht ganz zu, als Föppl keine für ebene und gewölbte Flächen gleichlautende Gesetzmäßigkeit gefunden hat und Eiffel seine Versuche auf Flächen mit einem Seitenverhältnis $\beta = 6$ beschränkt. Man wird so gedrängt in der näherungsweise linearen Funktion für die Auftriebszahlen:

$$\eta = \mathfrak{s} + \mathfrak{t} \cdot \alpha \quad (15)$$

das $\mathfrak{s}$ von Eiffel zu übernehmen, da seine Form einen stetigen Übergang von ebenem zu gewölbtem Steuer gestattet und für die Ableitung $\mathfrak{t} = \frac{d\eta}{d\alpha} = \eta'$ Föppels Formel zu benutzen, die das Seitenverhältnis berücksichtigt. Man erhält nach Föppel für $\beta = 3$:

$$\mathfrak{t} = \eta' = 0{,}020 + 0{,}32\,\gamma \quad (16)$$

und nach Eiffel gültig bis $\gamma = 0{,}08$, dann etwa konstant bis $\gamma = 0{,}12$.

$$\mathfrak{s} = 2{,}40\,\gamma \quad (17)$$

Setzt man noch aus Gleichung (12) ς für α in Gleichung (15) ein, so zeigt η_S über η_S' den Verlauf des Diagramms Fig. 3. Offenbar ist die Achsenlage des Ruders in zwei Drittel der Tiefe

[1]) Die Änderung der Geschwindigkeit mit dem Anstellwinkel ($dv^2/d\alpha$) ist für zentrischen Antrieb entsprechend der Gleichgewichtsbedingung $N = 0$ ohne Einfluß, da sie positive wie negative Momente gleichmäßig ändert. Der Faktor $180/\pi$ mußte in N' beigefügt werden, da die Auftriebszahlen nach Gradeinheiten, N' aber nach Bogeneinheiten abgeleitet werden.

[1]) Verfasser hat eine Zusammenstellung in den Mitteilungen über Forschungsarbeiten V. D. Ing., Heft 189/190, S. 11, gegeben.

des Steuers günstiger als die in der Hälfte. Denn gleichen Werten η_S entsprechen größere Werte η_S' und größere Ausschläge ω. Ohne weiteres ist also höhere Stabilität und höhere Empfindlichkeit der Steuerung gegeben. Es wird daher im Diagramm, Fig. 4, nur eine Kurve (Achsenlage in $^2/_3$), entsprechend Steuerausschlägen nach oben und unten, spiegelbildlich nach unten und oben, aufgetragen. Ursprungsgerade mit Tangenten a_F gestatten auf den Ordinaten zwischen Kurve und Gerader direkt die Auftriebszahl η_S bei beliebigem Anstellwinkel a_F der Flosse abzulesen. Der Anstellwinkel des Steuers bleibt also überhaupt unbekannt und, damit der wirksame Höchstwert nicht überschritten wird, ist die nach Föppels Versuchne

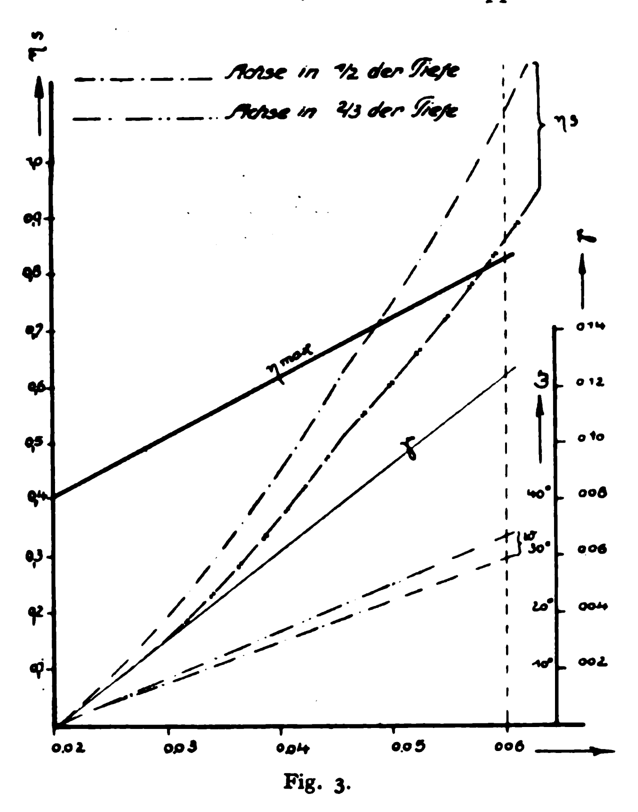


Fig. 3.

überhaupt erreichbare größte Auftriebszahl in Fig. 3 mit eingetragen.

$$\eta_{\max} = 0{,}40 + 3{,}4 \cdot \gamma \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (18)$$

Parallelverschiebung des Geradenbüschels nach oben bzw. unten um einen bestimmten Betrag η_S ergibt für diese Auftriebszahl die gesuchten Werte η_S' als Funktion von a_F, daß wiederum für bestimmte a_T eindeutig aus Gleichung (10) folgt (Fig. 5).

Damit ist also zur Ermittlung der metazentrischen Höhe auch die letzte Größe der Zahl nach bekannt, und es fragt sich nur, welche Grade der Stabilität die Dynamik fordert. Man hat es dann in der Hand, dadurch, daß man den Schwerpunkt weiter nach vorn legt, also δ klein macht, oder indem man die Schränkung der Flosse gegenüber dem Tragflügel mindert[1]), die Stabilität bis zu einem gewissen Betrage beliebig zu steigern, auch wenn man den Kleinstwert für die Steuerflächen, wie er aus Gleichung (5) folgt, aus Gründen der Wirtschaftlichkeit nicht überschreiten will.

Es ist das geradezu einzige Ziel aller Stabilitätstheorien[2]), die Größe des Stabilisierungsmomentes zu berechnen, das eine bestimmte Halbwertszeit für die Beilegung zufällig eingetretener Störungen der Lage oder der Geschwindigkeit gewährleistet. Es würde daher zu weit führen und auch die Aufmerksamkeit vom Ziel der vorliegenden Arbeit ablenken, den Weg, der zur Lösung der Frage geführt hat, hier noch einmal klarzulegen. Ich muß mich auf Ansätze und Ableitungen, wie ich sie in den Forschungsarbeiten d. V. D. Ing., Heft 189/190, gegeben habe, berufen[1]). In Betracht kommt dortselbst die Gleichung (Forschungsheft Gleichung 102) für die Dämpfung der hier allein in Frage stehenden[2]) gefährlichen »Schwerpunktsschwingungen«. Der dort angegebene Wert für die Dämpfung, den wir hier schlichtweg mit d bezeichnen wollen, steht zur Halbwertszeit in der Beziehung:

$$H = \frac{2 \ln 2}{d} \cdot \frac{v}{g} \text{ sk} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

und mit Angabe der Geschwindigkeit in Vkm/h, bezogen nach Gl. (1) auf den Nennwert der Geschwindigkeit V_n, der bei wagrechtem Flug in geringer Höhe gemessen wird:

$$v^2 = \left(\frac{100}{3{,}6}\right)^2 \cdot (V/100)^2 = \left(\frac{100}{3{,}6}\right)^2 \cdot \frac{\eta_n}{\eta} \cdot (V_n/100)^2 . \quad (20)$$

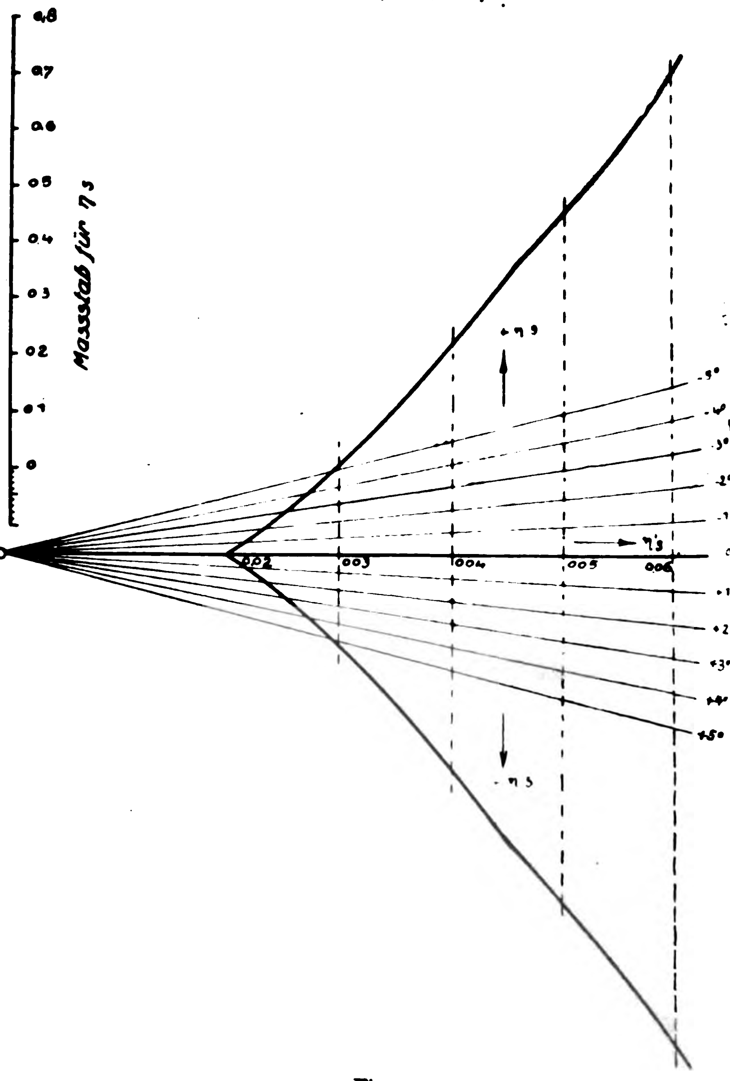


Fig. 4.

Also schließlich:

$$H = \frac{3{,}94}{d} \cdot V/100 = \frac{3{,}94 \cdot \sqrt{\eta_n/\eta}}{d} \cdot V_n/100 \text{ sk} . \quad (21)$$

---

[1]) Wenn bisher möglichst große Schränkung gefordert wurde, so geschah dies, weil das Steuer lediglich als eben betrachtet wurde und die zur Erreichung kleiner Werte δ erforderliche große negative Auftriebszahl der Floße η_s sich nur durch Minderung des Anstellwinkels erreichen ließ. Da jedoch die Auftriebsänderungen mit dem Wölbungsgrad stark wachsen, ist für Stabilität und Dämpfung die stark gewölbte Fläche bei kleinem negativen Anstellwinkel günstiger als die schwachgewölbte oder gar ebene bei großem negativen Anstellwinkel.

[2]) Im Jahrbuch der Luftfahrt 1912 (S. 348 ff.) von Reißner (natürlich mit Ausschluß der späteren Arbeiten von Bader und v. Kármán) besprochen.

[1]) Ein Auszug aus dem Forschungsheft ist in der Z. f. Fl. u. Motorl. 1917, S. 43 ff., gegeben. Er enthält jedoch nicht alle hier benötigten Voraussetzungen. Daher mußte nach Forschungsheft zitiert werden. Die Nummer der Gleichungen des Auszugs ist um geradeaus 50 kleiner als die hier zitierten Nummern im Forschungsheft.

[2]) Daß nur eins der Wurzelpaare der biquadratischen Frequenzgleichung in Betracht zu ziehen ist, hat zuerst Reißner im Jahresbericht d. Deutschen Math.-Ver. 1908 ausgesprochen.

Um indessen nicht wie a. a. O. auf den Anstellwinkel kleinsten Widerstandes in der Anwendbarkeit der Formel beschränkt zu sein, vernachlässigen wir in Forschungsheft Gleichung (73) lediglich die geringfügige Änderung von Auftrieb und Widerstand mit der Winkelgeschwindigkeit (k und l) und das von zweiter Ordnung kleine Produkt $\operatorname{tg}\vartheta \cdot j$ zweier von erster Ordnung kleiner Binome.

$$\mathfrak{D}_1 = (\operatorname{tg}\vartheta + j)\cdot n + m\,(2 + j y - 2 x)_1 + z x \quad . \quad (22)$$

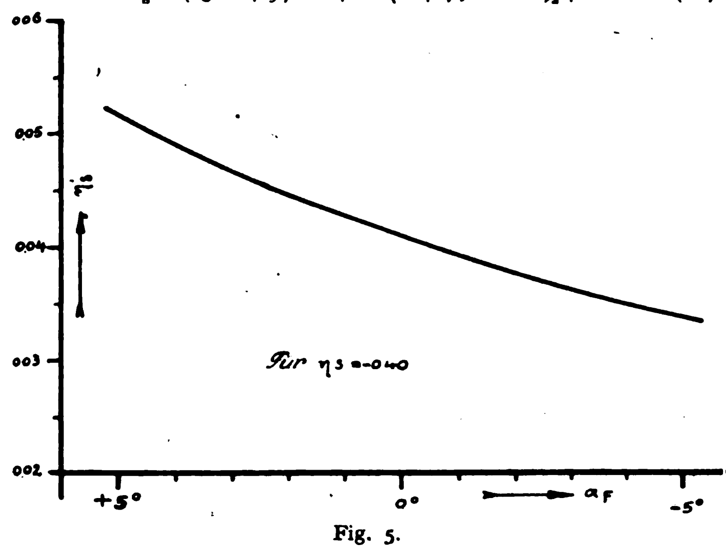


Fig. 5.

Den so vereinfachten Beiwert des linearen Glieds der biquadratischen Frequenzgleichung setzen wir gemäß Forschungsheft Gleichung (87) seiner für gekoppelte Schwingungen notwendigen Form gleich:

$$\mathfrak{D}_* = d\cdot\frac{E_2}{C_2} + \frac{D_2}{C_2}\cdot\frac{E_1}{C_1} = d\left(n + \frac{y z}{2} + m y\right)$$
$$+ (m + y)\cdot\frac{2 n + y z}{n + \frac{y z}{2} + m y} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (23)$$

Die Gleichung läßt sich wesentlich vereinfachen, wenn wir für das Binom $n + \frac{y z}{2}$ eine neue Bezeichnung einführen:

$$p = \frac{n}{y} + \frac{z}{2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (24)$$

Hiermit wird

$$\frac{\mathfrak{D}}{y} = \frac{\mathfrak{D}_*}{y} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (25)$$

$$(\operatorname{tg}\vartheta + j)\,p + m\left(\frac{2}{y} + j - \frac{2 x}{y}\right) + z\left(\frac{x}{y} - \frac{\operatorname{tg}\vartheta + j}{2}\right)$$
$$= d\cdot(p + m) + \left(\frac{m}{y} + 1\right)\frac{2 p}{p + m} \quad . \quad . \quad . \quad (26)$$

Bezeichnen wir mit

$$\left.\begin{aligned} a &= \operatorname{tg}\vartheta + j - d \\ b &= \frac{2}{y} + j - \frac{2 x}{y} - d \\ c &= \frac{x}{y} - \frac{\operatorname{tg}\vartheta + j}{2} \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (27)$$

so vereinfacht sich die Beziehung zwischen p und m zu der Kegelschnittsgleichung

$$(a p + b m + c z)\,(p + m) - 2 p\left(m\cdot\frac{1}{y} + 1\right) = 0 \quad (28)$$

deren Beiwerte entsprechend

$$\mathfrak{A} p^2 + 2\,\mathfrak{B}\,p m + \mathfrak{C} m^2 + 2\,\mathfrak{D}\,p + 2\,\mathfrak{E}\,m + \mathfrak{F} = 0 \quad (29)$$

lauten:

$$\left.\begin{aligned} \mathfrak{A} &= a & \mathfrak{D} &= c\cdot\frac{z}{2} - 1 \\ \mathfrak{B} &= \frac{a + b}{2} - \frac{1}{y} & \mathfrak{E} &= c\cdot\frac{z}{2} \\ \mathfrak{C} &= b & \mathfrak{F} &= 0 \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad (30)$$

Diese Beiwerte sind nach Gleichung (27) und Forschungsheft Gleichung (68) Funktion des Betriebszustandes, und dieser wird eindeutig und vollständig charakterisiert durch einen Punkt der Polarkurve des Flugzeugs (ξ über η; vgl. Fig. (6) und den zugeordneten Punkt der Betriebskurve des Propellers (S über V; vgl. Fig. 7).

Ist durch den meßbaren Wert der Eigengeschwindigkeit Vkm/h des Flugzeugs der meßbare Anstellwinkel oder dieser unmittelbar bekannt, so folgt der »wirksame« Anstellwinkel α aus:

$$y = \frac{\eta'}{\eta}\cdot\frac{180}{\pi} = \frac{1}{\operatorname{arc}\alpha} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (31)$$

Wir entnehmen ferner dem Polardiagramm des Flugzeugs das Verhältnis ε von Widerstand zu Auftrieb, schlechtweg als Gleitzahl bezeichnet

$$\xi/\eta = \operatorname{tg}\gamma \doteq \varepsilon \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (32)$$

und die Tangente der Polarkurve (ξ über η) im angegebenen Punkt

$$\frac{d\xi}{d\eta} = \frac{x}{y} = \tau \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (33)$$

Die unmittelbar empirisch feststellbare Kurve S über V liefert für den durch V betimmten Punkt

$$\frac{S}{G} = \sigma \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (34)$$

$$\chi = -\frac{dS}{dV}\cdot\frac{V}{S} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (35)$$

Nach den Definitionen Forschungsheft Gleichung (68) ist dann

$$\operatorname{tg}\vartheta = \operatorname{tg}\gamma - \frac{S}{G} = \varepsilon - \sigma \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (36)$$

$$j = 2\operatorname{tg}\gamma + \chi\cdot\frac{S}{G} = 2\varepsilon + \chi\cdot\sigma \quad . \quad . \quad . \quad (37)$$

Die Beiwerte $\mathfrak{A}\ \mathfrak{B}\ \mathfrak{C}$:

$$\left.\begin{aligned} \mathfrak{A} &= 3\varepsilon & &+ (\chi - 1)\cdot\sigma & &- d \\ \mathfrak{B} &= 2{,}5\,\varepsilon - \tau & &+ (\chi - 0{,}5)\cdot\sigma & &- d \\ \mathfrak{C} &= 2\varepsilon - 2\tau & &+ \chi\cdot\sigma + 2\operatorname{arc}\alpha & &- d \end{aligned}\right\} \quad (38)$$

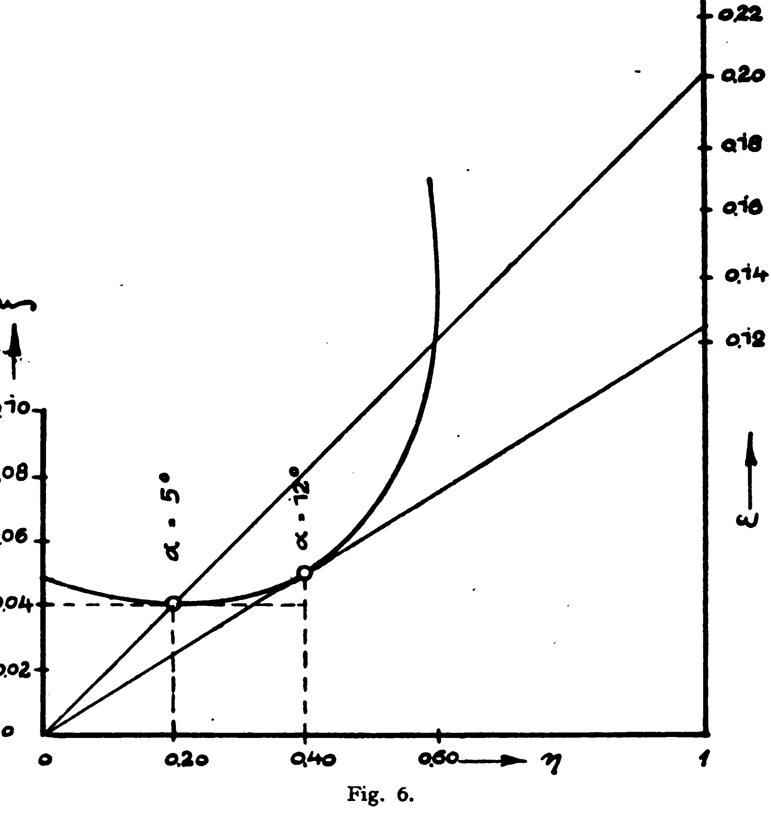


Fig. 6.

gelten somit ausschließlich für einen bestimmten Betriebszustand und variieren in durchaus gleicher Weise mit der Dämpfung. Hingegen gelten $\mathfrak{C}$ und damit auch $\mathfrak{D} = \mathfrak{C} - 1$ völlig unabhängig von der Größe der Dämpfung nur für eine bestimmte Exzentrizität des Schubs bei dem für $\mathfrak{A}\ \mathfrak{B}\ \mathfrak{C}$ mit den Gleichungen (31) bis (35) definierten Betriebszustand

$$\mathfrak{C} = c \cdot \frac{z}{2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (38)$$

worin nach Gleichung (27)

$$c = -1{,}5\,\varepsilon + \tau + \frac{1-\chi}{2}\,\sigma \quad . \quad . \quad . \quad (39)$$

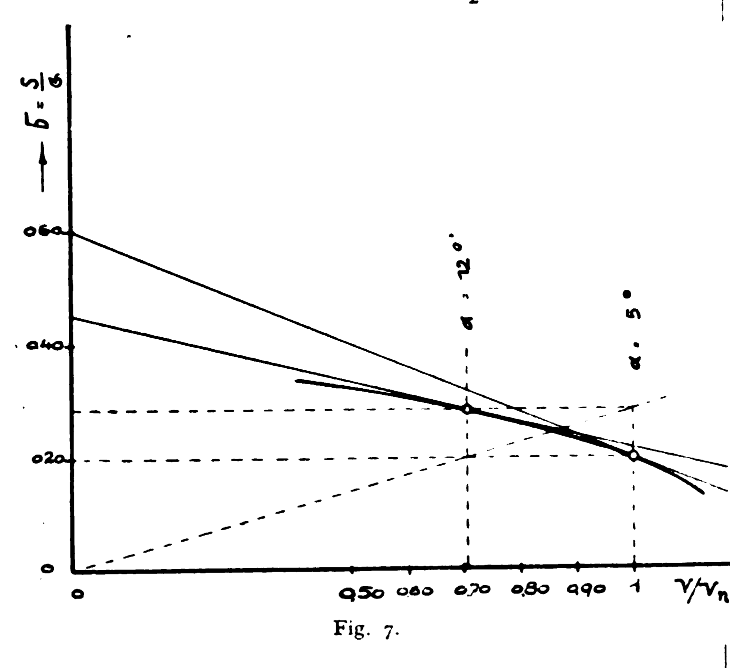


Fig. 7.

und mit Gleichung (20) nach Forschungsheft Gleichung (68)

$$z/2 = (2+\chi)\,\sigma \cdot \frac{v^2}{2\,g} \cdot \frac{s}{r^2}$$

$$= 39{,}4 \cdot \frac{\eta_n}{\eta} \cdot (2+\chi) \cdot \sigma \cdot \left(\frac{V_n/100}{r}\right)^2 \cdot s \quad . \quad . \quad (40)$$

Es erübrigt nur noch, die statische Dämpfung m und die statische Stabilisierung p algebraisch anzugeben. Wir haben schon oben bei der Auflösung der Gleichung (26) nach Potenzen von p und m als bekannt[1]) vorausgesetzt, daß allein diese Größen durch die Wahl der Steueranordnung beeinflußt werden können und eben deswegen diese Auflösung rechtfertigen. Wir können bei der Berufung auf die Ableitung von m, wie sie im Forschungsheft S. 19 gegeben ist, zugleich eine weitere Vereinfachung einführen, insofern wir den äußerst geringfügigen Anteil des Tragflügels an der statischen Dämpfung vernachlässigen und die ganze Dämpfung auf die Wirkung des Steuers[2]) zurückführen. Damit schreibt sich nach Forschungsheft Gleichung (68)

$$m = \frac{180}{\pi} \cdot \frac{a^2}{r^2} \cdot \frac{\eta_S' \cdot \varkappa \cdot \lambda^2}{\eta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (41)$$

Eben daselbst ist auch n definiert, so daß mit Gleichung (31) und Gleichung (7) geschrieben werden kann

$$p = \frac{v^2}{g \cdot r^2}\left[a \cdot \nu + s \cdot \sigma \cdot \left(1 + \frac{\chi}{2}\right)\right] \quad . \quad . \quad (42)$$

Hierin ist nach Gleichung (8) und Gleichung (11)

$$\nu = \psi - \delta + \eta_S' \cdot \varkappa \cdot \lambda \left(\frac{1}{\eta_T'} - c_0\right) \quad . \quad . \quad . \quad (43)$$

[1]) Die Auflösung nach Dämpfungs- und Stabilisierungsmomenten ist zuerst von de Bothézat, Étude de la stabilité de l'aéroplane für die Wurzeln der Frequenzgleichungen versucht worden. (1911, Dunot et Pinat, Seite 136.)

[2]) Der Einfluß des Propellerwindes auf Dämpfungs- und Stabilisierungswirkung des Steuers mußte vorläufig außer acht gelassen werden, um die Darstellung nicht zu sehr mit sekundären Problemen zu belasten.

Nun ist nach Gleichung (5) $\varkappa \cdot \lambda$ bekannt, und da sich λ aus der Konstruktion ergibt und auch η_S' aus den Anforderungen an die Steuerkraft abgeleitet werden kann, ist m vorläufig bestimmt und p folgt für bestimmte Halbwertszeit explizite aus

$$p \cdot \mathfrak{A} = -\mathfrak{B}m - \mathfrak{D} \pm \sqrt{(\mathfrak{B}^2 - \mathfrak{A}\mathfrak{C})\,m^2 + 2\,(\mathfrak{B}\mathfrak{D} - \mathfrak{A}\mathfrak{E})\,m + \mathfrak{D}^2} \quad (44)$$

Von den beiden Wurzeln wird man natürlich im Interesse der Wirtschaftlichkeit, d. h. um den Widerstand nicht allzusehr zu erhöhen und den Auftrieb zu erniedrigen, soweit nicht andere Bedenken entgegenstehen, den kleineren wählen. Es ist selbstverständlich, daß nur Werte $p > 0$ in Frage kommen, da sonst die Bewegung des Flugzeugs ihre Periodizität verliert und in zwei Bewegungsarten zerfällt, von denen zwar eine gedämpft, die andere aber ausgesprochen labil ist. Aus dieser Bedingung ergibt sich, daß bei tiefer Lage der Propellerachse gegenüber dem Schwerpunkt ν nicht allein positiv, sondern nach Gleichung (42) größer als $\left(-\frac{s}{a}\right) \cdot \sigma \cdot \left(1 + \frac{\chi}{2}\right)$ sein muß. Umgekehrt ist es natürlich unter Berufung auf die Ungleichung $p > 0$ nicht zulässig, bei hoher Lage des Schubes das vom Steuer zu liefernde Stabilisierungsmoment verschwinden oder gar negativ werden zu lassen, da die stabilisierende Wirkung des Antriebs beim Gleitflug wegfällt.

Man könnte freilich bei der kurzen Dauer des Gleitflugs für diese Zeit durch eine leichte Labilität die Aufmerksamkeit des Führers erhöht in Anspruch nehmen; aber die erforderlichen Werte statischer Dämpfung sind recht beträchtlich. — Die Bedingung $p > 0$ läßt sich leicht dynamisch veranschaulichen. Die Exzentrizität des Schubs hat zur Folge, daß die Geschwindigkeitsschwankungen, die sonst bei der Gleichheit der positiven und negativen Momente der Luftkräfte auf die Lage des Flugzeuges gegenüber der Flugrichtung ohne Einfluß bleiben, nun auf den Anstellwinkel mit einwirken. Das Moment der Luftkräfte, das dem Moment des Schubs entgegenwirkt, nimmt mit dem Quadrat der Geschwindigkeit zu, letzteres mit wachsender Geschwindigkeit ab. Die Ableitung der Gleichung (1) $\frac{d\,\eta}{\eta} + 2\,\frac{d\,v}{v} = 0$ zeigt, daß bei einer Abnahme des Anstellwinkels die Geschwindigkeit sich zu vergrößern neigt. Es entsteht dann also bei tiefer Schublage ein Moment, welches den schon verringerten Anstellwinkel weiter zu verkleinern strebt. Die statische Stabilisierung hat also bei tiefer Lage der Propellerachse mehr, bei hoher weniger zu leisten als bei zentrischer.

Mit alledem ist die hier gestellte Aufgabe, für einen gegebenen Betriebszustand und eine erwünschte Dämpfung den erforderlichen Stabilitätsgrad (p bzw. ν) zu berechnen, für den einzelnen Fall gelöst. Bei gegebener Zellen- und Rumpfkonstruktion wird die Steuergröße durch die Anforderung an Steuerkraft nach Gleichung (5) bestimmt. Mit dieser Steuergröße läßt Gleichung (41) entsprechend dem einem bestimmten Anstellwinkel zugeordneten Ruderausschlag die statische Dämpfung ermitteln. Durch den Anstellwinkel und die Vortriebscharakteristik ist der Betriebszustand gegeben und Gleichung (44) liefert den zur Erreichung einer bestimmten Halbwertszeit erforderlichen statischen Stabilitätsgrad. Dann zeigt Gleichung (42) die notwendige metazentrische Höhe an, die gemäß Gleichung (43) durch geeignete Wahl der Schwerpunktslage und der Schränkung verwirklicht werden muß. Dabei wird rückwirkend natürlich die statische Dämpfung geändert. Welche Halbwertszeit schließlich erreicht wird, folgt mit Gleichung (21) und $w = \frac{m}{p}$[1]) aus:

$$d\,(1+w)^2 = \mathfrak{A}_0 + 2\,\mathfrak{B}_0\,w + \mathfrak{C}_0 \cdot w^2 + z/p\,(\mathfrak{C}\,[1+w] - 1) \quad (45)$$

worin $\mathfrak{A}_0\ \mathfrak{B}_0\ \mathfrak{C}_0$ nach Gleichung (38) für $d = 0$ zu berechnen isnd.

Alle diese Beziehungen gewinnen außerordentlich an Übersichtlichkeit, wenn man von der algebraischen zur graphischen Darstellung[2]) übergeht. Es ist selbstverständlich, daß hier-

[1]) Für $\delta = \psi$ und s bzw. $\sigma = 0$ ist $w = \frac{\lambda a \cdot g/v^2}{\operatorname{arc}(\alpha - \varrho)}$, also unabhängig von Steueranordnung und Ruderausschlag.

[2]) Zuerst unter wenigen sehr vereinfachten Voraussetzungen (Flugzeug ohne Steigfähigkeit: $\tau = \sigma = \varepsilon$; ferner $\chi = 0$; $s = 0$) auf nicht ganz unähnlichem Wege durchgeführt von v. Kármán und Trefftz. Jahrbuch der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt 1914/15, Seite 116 ff.

durch der Gültigkeitsbereich der Ergebnisse eingeschränkt wird, da einem Diagramm bestimmte Voraussetzungen zugrunde liegen müssen. Es sind so für jeden Betriebszustand allein 5 Annahmen erforderlich [Gleichung (31) bis (35)], aber wenn diese nur mit der nötigen Vorsicht getroffen werden, so läßt sich dem diagrammatischen Ergebnis eine Bedeutung über den einzelnen Fall hinaus wohl zusprechen. Man wählt dann die konstruktiven Größen beim Flugzeugentwurf zunächst nach dem Diagramm und erhält dann die wirklichen Dämpfungen bei den voraussichtlichen Betriebszuständen aus Gleichung (45) endgültig.

Wir wählen vorläufig m als Ordinate, p als Abzisse und haben nur später durch eine geeignete Wahl des Maßstabes dafür zu sorgen, daß diese zunächst unanschaulichen Größen konstruktiv ohne weiteres gedeutet werden können. Wir zeichnen dann Kurvenblätter für bestimmte Betriebszustände mit der Exzentrizität des Schubes einerseits und der Dämpfung bzw. Halbwertszeit andererseits als Parameter. Die Beziehung zwischen p und m erscheint gemäß Gleichung (29) als Kegelschnitt, der entsprechend dem Verschwinden des absoluten Glieds $\mathfrak{F}$ durch den Ursprung geht[1]. Zur Diskussion der Kurven genügen bekannte Beziehungen: Die Tangente

$$-\frac{dm}{dp} = \frac{\mathfrak{A}p + \mathfrak{B}m + \mathfrak{D}}{\mathfrak{B}p + \mathfrak{C}m + \mathfrak{E}}$$

beträgt im Ursprung

$$\left(\frac{dm}{dp}\right)_0 = \frac{1 - \mathfrak{E}}{\mathfrak{E}} \quad \ldots \ldots \quad (46)$$

Der Mittelpunkt der Kurve liegt in

$$p_0 : m_0 : 1 = (\mathfrak{B}\mathfrak{E} - \mathfrak{C}\mathfrak{D}) : (\mathfrak{B}\mathfrak{D} - \mathfrak{A}\mathfrak{E}) : (\mathfrak{A}\mathfrak{C} - \mathfrak{B}^2)$$
$$= [\mathfrak{C} - \mathfrak{E}(\mathfrak{C} - \mathfrak{B})] : [-\mathfrak{B} - \mathfrak{E}(\mathfrak{A} - \mathfrak{B})] : [\mathfrak{A}\mathfrak{C} - \mathfrak{B}^2] \quad (47)$$

Die Achsen liegen gegenüber den Ordinatenachsen unter Winkel φ:

$$\mathrm{tg}\, 2\varphi = \frac{2\mathfrak{B}}{\mathfrak{A} - \mathfrak{C}} \quad \ldots \ldots \quad (48)$$

und betragen:

$$a = \sqrt{\frac{\Phi}{\lambda_1}} \quad \ldots \ldots \quad (49)$$

$$b = \sqrt{\frac{\Phi}{\lambda_2}} \quad \ldots \ldots \quad (50)$$

worin

$$\Phi = -(\mathfrak{D} \cdot p_0 + \mathfrak{E} \cdot m_0 + \mathfrak{F}) = p_0 - \mathfrak{E}(p_0 + m_0) \quad (51)$$

$$\lambda_{12} = \frac{\mathfrak{A} + \mathfrak{C}}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\mathfrak{A} + \mathfrak{C}}{2}\right)^2 - (\mathfrak{A}\mathfrak{C} - \mathfrak{B}^2)}$$
$$= \frac{\mathfrak{A} - \mathfrak{C}}{2} \cdot \left[\frac{\mathfrak{A} + \mathfrak{C}}{\mathfrak{A} - \mathfrak{C}} \pm \sqrt{1 + \mathrm{tg}^2\, 2\varphi}\right] \quad \ldots \quad (52)$$

Die Kurve geht mit wachsender Dämpfung (abnehmender Halbwertszeit) von der Ellipse über eine Parabel zur Hyperbel über, wenn $\mathfrak{A}\mathfrak{C} - \mathfrak{B}^2$ von positiven über Null zu negativen Werten übergeht. Die Hyperbel wiederum zerfällt in zwei Gerade, wenn die Determinante

$$\begin{vmatrix} \mathfrak{A} & \mathfrak{B} & \mathfrak{D} \\ \mathfrak{B} & \mathfrak{C} & \mathfrak{E} \\ \mathfrak{D} & \mathfrak{E} & \mathfrak{F} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} (\mathfrak{A} - \mathfrak{B}) & \mathfrak{B} & \mathfrak{E} - 1 \\ (\mathfrak{B} - \mathfrak{C}) & \mathfrak{C} & \mathfrak{E} \\ -1 & \mathfrak{E} & 0 \end{vmatrix} =$$
$$= -\mathfrak{C} + 2\mathfrak{E}(\mathfrak{C} - \mathfrak{B}) - \mathfrak{E}^2(\mathfrak{A} + \mathfrak{C} - 2\mathfrak{B}) \quad . \quad (53)$$

verschwindet. Wir fassen zunächst den einfacheren Fall ins Auge, wenn $\mathfrak{E}$ zu 0 wird. Dieser Fall kann aus 3 Gründen eintreten und ist deswegen keineswegs als Ausnahme zu betrachten. Zunächst verschwindet gemäß Gleichung (40) z und damit $\mathfrak{E}$ immer, wenn der Antrieb σ fortfällt, also für den Gleitflug; ferner für beliebigen Betriebszustand, wenn die Propellerachse durch den Schwerpunkt ($s = 0$) geht; im besonderen aber für einen Betriebszustand, für den nach Gleichung (39)

$$\chi = 1 - \frac{3\varepsilon - 2\tau}{\sigma} \quad \ldots \ldots \quad (54)$$

gilt, wie es für Steigen ($\tau \cong \varepsilon$) mit Vollgas ($\sigma \cong 2\varepsilon$) gewöhnlich sehr nahe $\left(\chi \cong \frac{1}{2}\right)$ zutrifft.

Die Vereinfachung $\mathfrak{E} = 0$ betrifft die Gleichungen (46), (47), (51) und (53). Sie bringt in erster Linie mit sich, daß die Ursprungstangente unendlich wird; also die Kurven unveränderlicher Halbwertszeit, gleichgültig welchen Charakters (Ellipse, Parabel, Hyperbel) die Ordinatenachse im Ursprung berühren. Es kommt hiermit schon zum Ausdruck, daß negative Werte des statischen Stabilisierungsmoments mit keinem Grad reeller Dämpfung verträglich, also auch dynamisch unzulässig sind. Für die Stabilisierungsgrenze[1] (verschwindende Dämpfung $d = 0$ bzw. unendliche Halbwertszeit $H = \infty$) sind $\mathfrak{A}_0\mathfrak{B}_0\mathfrak{C}_0$ und $\mathfrak{A}_0\,\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0^2$ immer positiv. Es handelt sich also um Ellipsen mit Mittelpunkt rechts von der Ordinatenachse und unterhalb der Abszissenachse (vierten Quadranten). Da meist $\mathfrak{B}_0 < \frac{\mathfrak{A}_0\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0^2}{\mathfrak{A}_0 + \mathfrak{C}_0 - 2\mathfrak{B}_0}$ überschreitet der Mittelpunkt bei entsprechender Drehung der Achsen gewöhnlich eher die Abszissenachse, bevor er durch das Verschwinden von $\mathfrak{A}\mathfrak{C} - \mathfrak{B}^2 = \mathfrak{A}_0\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0^2 - d(\mathfrak{A}_0 + \mathfrak{C}_0 - 2\mathfrak{B}_0)$ auf der Parabelachse ins Unendliche gedrängt wird. Er kehrt aus dem Unendlichen wieder und erscheint im dritten Quadranten als Mittelpunkt der Hyperbel, deren einer Ast nach wie vor die Ordinatenachse im Ursprung berührt, deren anderer Ast wesentlich unterhalb der Abszisenachse, jedenfalls aber links der Ordinatenachse verläuft. Da negative Werte m nicht vorstellbar und negative Werte p unzulässig sind, ist er ohne Bedeutung. Schließlich zerfällt die Hyperbel bei $d = \mathfrak{C}_0$ in zwei Gerade, sobald der Mittelpunkt die Ordinatenachse überschreitet (Gleichung (47); $\mathfrak{C} = 0$). Eine dieser Geraden ist die Ordinatenachse selbst, die andere schneidet die Ordinatenachse [gemäß Gleichung (47)], da $\mathfrak{B}_0$ immer $< \mathfrak{C}_0$ bei negativen Werten, die Abszissenachse, bei positiven bzw. negativen Werten, je nachdem $\mathfrak{A}_0 > \mathfrak{C}_0$ oder $< \mathfrak{C}_0$ ist. Denn ganz allgemein schneidet nach Gleichung (29) der Kegelschnitt die Abszissenachse bei

$$p_* = -\frac{2\mathfrak{D}}{\mathfrak{A}} = 2 \cdot \frac{1 - \mathfrak{E}}{\mathfrak{A}_0 - d} \quad \ldots \ldots \quad (55)$$

also für $\mathfrak{E} = 0$ bei $p = \frac{2}{\mathfrak{A}}$ und der Schnittpunkt rückt mit wachsender Dämpfung eher ins Unendliche: $\mathfrak{A} = 0$, als der Kegelschnitt entartet: $\mathfrak{C} = 0$, wenn $\mathfrak{A}_0 < \mathfrak{C}_0$, was meist aber nicht immer der Fall ist. Für $\mathfrak{A} < \mathfrak{C}$ schneidet also die zweite Entartungsgerade die Abszissenachse bei negativen Werten und bleibt für die Betrachtung, da sie den ersten Quadranten nicht durchläuft, ohne Bedeutung. Aber auch alle weiteren Hyperbeln, die sich nach der Entartung für größere Werte der Dämpfung zeichnen lassen, liegen im Komplementwinkel der Degenerierungsgeraden, also völlig außerhalb des ersten Quadranten und beweisen somit, daß Dämpfungswerte $d > \mathfrak{C}_0$ nicht realisierbar sind. Denn der eine Ast verläuft ganz unterhalb der Abszissenachse im vierten Quadranten und der andere Ast berührt die Ordinatenachse im Ursprung von links. Ist ausnahmsweise $\mathfrak{A}_0 > \mathfrak{C}_0$, so bedeutet dies, daß die Entartungsgerade die Abszissenachse bei positiven Werten schneidet. Dann verlaufen also auch weitere Hyperbeln noch im ersten Quadranten, bis $d = \mathfrak{A}_0$ geworden ist und das Verschwinden des Schnittpunkts der Hyperbel mit der Abszissenachse im Unendlichen anzeigt, daß eine Steigerung der Dämpfung über $\mathfrak{A}_0$ hinaus auch unmöglich ist. In jedem Falle stellt also, gleichgültig ob nun $\mathfrak{A}_0 > \mathfrak{C}_0$ oder $\mathfrak{C}_0 > \mathfrak{A}_0$, der größere Wert den Grenzwert der dynamischen Dämpfung dar; ganz unabhängig davon, welche Werte der statischen Dämpfung und der statischen Stabilisierung sich konstruktiv verwirklichen lassen.

[1]) Das Verschwinden von $\mathfrak{F}$ ist durch die Zusammenfassung von $n + \frac{y \cdot z}{2}$ gemäß Gleichung (24) erreicht.

[1]) Weiterhin wird den hierfür gültigen Werten $\mathfrak{A}_0\mathfrak{B}_0\mathfrak{C}_0$ Index $= 0$ beigeschrieben. Damit sind: $\mathfrak{A} = \mathfrak{A}_0 - d$; $\mathfrak{B} = \mathfrak{B}_0 - d$; $\mathfrak{C} = \mathfrak{C}_0 - d$.

Praktisch erreichbar ist dieser Grenzwert $\mathfrak{C}_0$ freilich nicht; denn die Forderung, die statische Stabilität im endlichen Bereich unbedingt sicherzustellen, verbietet sich der Indifferenz allzusehr zu nähern. Indem man das praktisch zulässig kleinste Stabilisierungsmoment verwirklicht, wird man immerhin der kürzesten Halbwertszeit

$$H_{\min} = \frac{3{,}94}{\mathfrak{C}_0} \cdot V/100 = \frac{3{,}94 \cdot \sqrt{\eta_n/\eta}}{2\varepsilon - 2\tau + \chi \cdot \sigma + 2 \operatorname{arc} \alpha} \cdot V_n/100\,\text{sk} \quad . . . (56)$$

recht nahe kommen und das um so eher, je größer die statische Dämpfung ist.

Verfolgen wir in der gleichen Weise die Wandlung des Kegelschnittes mit wachsender Dämpfung für endliche Werte $\mathfrak{C}$, so zeigt sich zunächst, daß auch hier wieder die Kurven unveränderlicher Halbwertszeit sich im Ursprung alle an dieselbe Tangente anschmiegen, deren Größe nach Gleichung (46) lediglich durch $\mathfrak{C}$ bestimmt und nur für Werte $0 < \mathfrak{C} < 1$ positiv, sonst negativ ist. Fassen wir zunächst den letzten als häufigeren Fall ins Auge, so zeigt die Gleichung des Schnittpunkts mit der Ordinatenachse

$$m_* = -\frac{2\,\mathfrak{C}}{\mathfrak{C}} = -\frac{2\,\mathfrak{C}}{\mathfrak{C}_0 - d} \quad . . . . (57)$$

und des Schnittspunktes mit der Abszissenachse [Gleichung (55)] daß für $\mathfrak{C} > 1$ beide Schnittpunkte bei negativen, für $\mathfrak{C} < 0$ beide Schnittpunkte bei positiven Werten, also Ellipsen und Parabel unterhalb bzw. oberhalb der Ursprungstangente liegen, je nachdem der Schub unterhalb bzw. oberhalb des Schwerpunkts angreift.

Bei hoher Lage der Schraubenachse $\mathfrak{C} < 0$ schmiegen sich also Ellipsen, Parabel und zunächst auch Hyperbeln an die Ursprungstangente oberhalb derselben an. Die Hyperbeln verlieren erst an Bedeutung, wenn sie den ersten Quadranten nicht mehr erreichen, was eintritt, sobald $d > \mathfrak{A}$ bzw. $\mathfrak{C}$ wird. Erst viel später degenerieren sie, und das neue Hyperbelbüschel liegt unterhalb der Ursprungstangente bzw. unterhalb der Abzissenachse. Auch hier haben also wieder Werte der Dämpfung, die größer als $\mathfrak{A}_0$ bzw. $\mathfrak{C}_0$ sind, keinen Sinn; d. h. Halbwertszeiten $H < \frac{3{,}94}{\mathfrak{A}_0} \cdot V/100\,\text{sk}$ bzw. $< \frac{3{,}94}{\mathfrak{C}_0} \cdot V/100\,\text{sk}$ sind unerreichbar.

Beträchtlich bessere Dämpfung ermöglicht allein bei schwacher statischer Stabilisierung tiefe Schublage: $\mathfrak{C} > 1$. Dämpfungen

$$d < \frac{\mathfrak{A}_0 \mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0^2}{\mathfrak{A}_0 + \mathfrak{C}_0 - 2\,\mathfrak{B}_0},$$

die Ellipsen entsprechen, lassen sich hier überhaupt nicht realisieren. Erst der nicht an den Ursprung gebundene Ast der Hyperbeln, der sich aus dem Unendlichen wesentlich im ersten Quadranten dem Ursprung nähert, verbindet positive Werte m und p. Schon vor der Degeneration [Gleichung (53)] werden so beträchtliche Dämpfungen erreicht. Ausgezeichneten Halbwertszeiten, zu denen man auf keine andere Weise gelangen kann, entsprechen indessen erst die Hyperbeln nach der Degeneration, die im Komplementwinkel der Degenerationsgeraden liegen. Der obere Ast dieser Hyperbeln, der die Ursprungstangente von oben berührt, verbindet bei abnehmenden Halbwertszeiten immer kleinere Werte m und p, so daß in diesem Falle nicht einmal Ansprüche an die statische Dämpfung gestellt werden.

Die sinngemäße Erweiterung der Diskussion auf Werte $0 < \mathfrak{C} < 1$ ist nach dem Vorstehenden einfach, zumal es sich im wesentlichen um eine Drehung der Ursprungstangente zusammen mit den ihr anliegenden Kegelschnitten handelt und kann entsprechend dem engen Gültigkeitsbereich vorläufig unterlassen werden.

Die Kurvenscharen gehören wesentlichen zwei Typen an:

$$\text{Motorflug:} \quad \mathfrak{A} \cong \mathfrak{B}$$

und

$$\text{Gleitflug:} \quad \mathfrak{A} \cong \mathfrak{C}.$$

Diese Gleichungen gelten im allgemeinen nicht nur angenähert für das Bereich normaler Anstellwinkel, sondern treffen für bestimmte Betriebszustände (meist Grenzwerte) genau zu. Für beide Typen ist $\mathfrak{B}$ durchweg kleiner als $\mathfrak{C}$. Die Bestimmungsgleichungen des Kegelschnitts (46)—(52) vereinfachen sich dann wie folgt:

	Motorflug	Gleitflug
p_0	$\frac{\mathfrak{C} - \mathfrak{C}(\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0)}{\mathfrak{B}(\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0)}$	$\frac{\mathfrak{C}}{(\mathfrak{C} + \mathfrak{B})(\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0)}$
m_0	$-\frac{1}{\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0}$	$-\frac{\mathfrak{B}}{(\mathfrak{C} + \mathfrak{B})(\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0)}$
$\operatorname{tg} 2\varphi$	$-\frac{2\,\mathfrak{B}}{\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0}$	$\infty \cdot \mathfrak{B}$
λ_{12}	$\frac{\mathfrak{B} + \mathfrak{C}}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0}{2}\right)^2 + \mathfrak{B}^2}$	$\mathfrak{C} \pm \mathfrak{B}$
dp	$\mathfrak{B}_0$	$\frac{\mathfrak{C}_0 + \mathfrak{B}_0}{2}$
dg	$\mathfrak{C}_0 + \mathfrak{C}(\mathfrak{C} - 2)(\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0)$	$\mathfrak{C}_0$

dp bezeichnet den Parameter der Parabel, dg der Degenerierungsgeraden. Es zeigt sich, daß für »Motorflug« die Mittelpunkte der Kegelschnitte auf gleicher Höhe liegen. Infolgedessen ist der Ursprung auch Scheitel der Parabel, da ihre Achse mit der Abszissenachse zusammenfallen muß. — Die Achsen der Kegelschnitte für »Gleitflug« liegen unter 45°; nur für $d = \mathfrak{B}$ liegt der Mittelpunkt auf der Abszissenachse. Dann handelt es sich um einen Kreis, dessen Achsenrichtung an sich ja unbestimmt ($\operatorname{tg} 2\varphi = \infty \cdot 0$) ist.

(Schluß folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

42c, 6. E. 22045. Vorrichtung zur Bestimmung von Neigungen. Hans v. Euler-Chelpin, Stockholm; Vertr.: Dr. Julius Ephraim, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A. 23. 12. 16. E. 5. 9. 17.

42c, 6. St. 20778. Neigungsmesser, insbesondere für Flugzeuge. Friedrich Stendebach, Suhl i. Thür. 10. 2. 16.

46a, 9. M. 60302. Verbrennungskraftmaschine mit zwei schräg zueinander liegenden Zylindergruppen. Mannesmann-Mulag (Motoren-und Lastwagen Akt.-Ges.), Aachen. A. 30. 9. 16 E. 12. 9. 17.

46b, 6. D. 31223. Vorrichtung zum Bremsen von Explosionskraftmaschinen. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. A. 27. 7. 14. E. 5. 9. 17.

77h, 6. F. 41144. Verfahren zur Herstellung von Holzlamellen für Propeller. Kurt Fliegel, Rehbrücke b. Potsdam. Zus. z. Anm. F. 39511. A. 14. 8. 16. E. 5. 9. 17.

77h, 6. L. 43993. Propeller für Luftfahrzeuge. Carl Leich, Berlin-Johannisthal. A. 24. 3. 16. E. 5. 9. 17.

77h, 10. M. 58412. Drachenflieger. Richard Mentz, Stettin, Bismarckstr. 25. Zus. z. Pat. 285986. 19. 8. 15.

77h, 6. F. 39511. Propeller. Kurt Fliegel, Rehbrücke b. Potsdam. A. 9. 11. 14. E. 5. 9. 17.

77h, 6. R. 43278. Versuchseinrichtung für Trieoschrauben von Luftfahrzeugen. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A. 29. 5. 16. E. 2. 9. 14.

77h, 15. F. 39453. Leuchtbombe für Luftfahrzwecke. Richard Frick u. Fa. Wilhelm Weiffenbach, Stuttgart. A. 26. 10. 14. E. 28. 8. 17.

77h, 15. Leuchtgeschoß mit eigenem Antrieb. Karl Frank, München, Ruffinistr. 14. A. 17. 2. 15. E. 28. 8. 17.

Patenterteilungen.

37f, 8. 300282. Einseitige Schutzwand für Luftschiffhallen; Zus. z. Pat. 262482. Ballonhallenbau (Arthur Müller) G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A. 4. 6. 13. B. 72145. E. 9. 9. 17.

37f, 8. 300332. Einseitige Schutzwand für Luftschiffhallen; Zus. z. Pat. 257064. Ballonhallenbau (Arthur Müller) G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. 4. 6. 13. B. 72146.

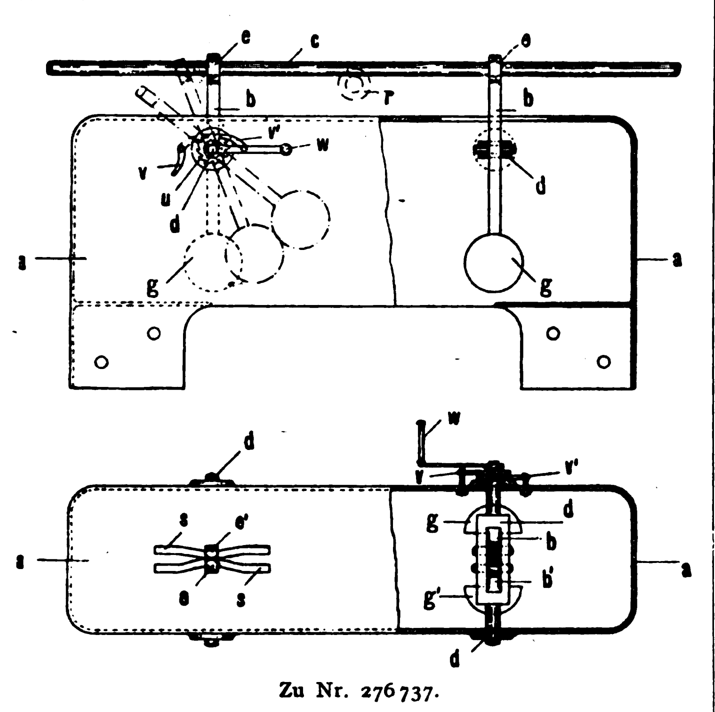
42c, 6. 300371. Neigungsmesser, der auch im Zustand der Beschleunigung Neigungen relativ zur Erde richtig mißt. Hartmann & Braun Akt.-Ges., Frankfurt a. M. 4. 3. 13. Sch. 43255.

46b, 2. 300335. Aus Ventilspindel und Ringschieber bestehendes Ein- und Auslaßventil. Eugen Hauser, Friedrichshafen a. B., Wolfgangstr. 8. 5. 11. 15. H. 69196.

Auszüge aus den Patentschriften.

296737. Einrichtung zum Einfahren von Luftschiffen in ihre Hallen und zum Ausfahren aus den Hallen. Wilhelm Pingel in Kiel-Dietrichsdorf. — Die Einrichtung besteht aus einer Anzahl Gußgehäuse *a*, in welchen je zwei Halter für die Schienen oder Gleise *c* angeordnet sind. Diese Gehäuse *a* werden zweckmäßig in einem Abstand von etwa 10 bis 20 m zweireihig vor der Halle und in der Breite der Halle auf in den Erdboden eingelassene Betonblöcke oder eingerammte Pfähle aufgesetzt und mittels Schraubenbolzen o. dgl. verankert. In diesen Gehäusen *a* sind auf den Wellen *d* je zwei zweiteilige, zweischenklige Halter für die Schienen *c* derart drehbar gelagert, daß jede Hälfte für sich sowohl in der Längs- wie auch in der Querrichtung ausschwingen kann.

Die Schenkelhälften *b* der Halter stehen sich zangenartig gegenüber. Die äußeren, mit Ringklauen *e* versehenen Schenkelenden besitzen an den inneren, etwas längeren Schenkelenden Gewichte *g* und g^1. Die Auslösung (Öffnung) der Halter erfolgt durch Anstoß der sich auf den Schienen *c* bewegenden Laufkatzen, wodurch sich die Halter, in den Schlitzen *s* des Gehäuses *a* vorwärts gleitend, umlegen und gleichzeitig infolge der keilförmigen Schlitzanordnung und der Wirkung der Gewichte, die zusammenzuschlagen suchen, öffnen. Nach Passieren der Laufkatze richten sich die Schenkelhälften *b* des Halters durch die Gewichte *g* sofort wieder selbsttätig auf und umschließen die Schienen *c* mit ihren Klauen *e* von neuem.



Zu Nr. 276737.

Der Vorgang beim Verholen eines Luftschiffes mittels dieser Einrichtung ist folgender:

Nachdem eine genügende Anzahl Wagen oder Laufkatzen auf den Schienen *c* ausgerollt sind, wird das ankommende, sich dem Erdboden nähernde Luftschiff an den herabhängenden Halteseilen ergriffen und mit diesen an die Enden der Halteseile *m* der Laufkatzen oder Wagen befestigt. Hierauf werden die Halteseile *m* auf Seiltrommeln an den Laufkatzen mehr oder weniger je nach den Windverhältnissen aufgerollt, bis das Luftschiff ohne Gefahr der seitlichen Abweichungen festliegt. Nun werden Seiltrommeln in der Halle in Tätigkeit gesetzt und durch Zugseile die mit den Seilen entsprechend verbundenen Laufkatzen oder Wagen mit dem Luftschiff in die Halle eingefahren. Hierbei öffnen und schließen sich die Halter der Schienen *c* beim Anstoß der rollenden Laufkatzen oder Wagen selbsttätig, und zwar büßt die Schiene bei diesem Vorgang an Unterstützung und Festigkeit in ihrer Lagerung nichts ein, da in jedem der Gußgehäuse *a* immer zwei Halter angeordnet sind wovon der eine immer die Schiene umklammert, während der andere sich auslösend umlegt und sich dann wieder aufrichtet.

Es können Fälle eintreten, daß die Halter für die Schienen mechanisch sowohl geöffnet als auch geschlossen werden müssen. Dies läßt sich erreichen durch Kurbeln *w*, Sperräder *u* mit Klinken *v* und v^1. Für eingleisige Ausführungen der Anlage (etwa im Innern der Halle unter der Dachkonstruktion angebracht, bei Seilbahnen oder sonstigen Beförderungsmitteln) empfiehlt sich die Anwendung von nach unten hängenden Haltern.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Chemisch-technische Vorschriften. Ein Nachschlage- und Literaturwerk insbesondere für chemische Fabriken und verwandte technische Betriebe, enthaltend Vorschriften mit umfassenden Literaturnachweisen aus allen Gebieten der chemischen Technologie von Dr. Otto Lange. 1064 S. Lexikonformat. In Leinen dauerhaft gebunden M. 30. Verlag von Otto Spamer in Leipzig.

Den Inhalt des Buches bilden über 10000 chemische und technische Vorschriften in übersichtlicher Gruppierung und zuverlässigem Sachregister. Gerade jetzt, wo auf allen Gebieten Ersatzstoffe und neue Herstellungsverfahren gesucht werden, kann das Buch unschätzbare Dienste leisten. Seine Vorzüge gegenüber gelegentlichen früheren Erscheinungen ähnlicher Richtung bestehen vor allem in der außerordentlichen Vollständigkeit und Reichhaltigkeit, der gründlichen wissenschaftlichen Durcharbeitung und Gruppierung und den überall beigefügten genauen Literaturnachweisen, die in jedem Einzelfalle ein Zurückgehen bis auf die Quelle ermöglichen.

Innerhalb des großen Gebietes der chemischen Technologie gibt es zahlreiche ausgedehnte Industrien, wie beispielsweise jene der Metall- und Holzbearbeitung und -veredlung, der Papier-, Kunstseide-, Zelluloid, Mineralfarben-, Lack-, Fett-, Seifen-, Kautschuk-, Lederfabrikation usw., die nicht nur in großen, sondern auch in mittleren oder kleinen, zum Teil sogar in handwerksmäßigen Betrieben hervorragende Produkte liefern. In ihnen muß vielfach der Betriebsleiter, der häufig Chemiker und Ingenieur in einer Person ist, die ganze Art der Fabrikation überblicken und ist oft gezwungen, viele Bücher durchzusuchen, um eine gewünschte Vorschrift zu finden. In vorliegendem Werke wurde nun zum ersten Male der Versuch gemacht, in leicht übersehbarer Gruppierung Vorschriften der chemischen Technologie zusammenzustellen, die die Betriebsarbeit dieser Industrien umfassen, wobei der Grundsatz maßgebend war, in erster Linie auf die Originalliteratur hinzuweisen. Wer nach Vorschriften gearbeitet hat, weiß, daß häufig nur die genaue Befolgung einer scheinbar nebensächlichen Angabe zu einem guten Resultate führt, andererseits genügen dem in dem Fache völlig Bewanderten die Auszüge der Vorschriften in jedem Falle, da trotz der Kürze der Extrakte auf größte Genauigkeit besonderer Wert gelegt wurde.

Die Anlage des Registers (44 Seiten stark) am Schlusse des Buches ermöglicht es, sich Aufschluß über die Verwendbarkeit eines beliebigen Rohstoffes oder Abfallproduktes zu verschaffen.

Das umfangreiche Werk ist eine umfassende Sammlung aller bekannten Methoden zur Herstellung und Veränderung einheitlicher und zusammengesetzter Rohstoffe und Produkte, zusammengestellt aus den gesamten in- und ausländischen Patentschriften und mehr als 110 führenden Fachzeitschriften. Die systematische Anordnung ermöglicht es, jedes gewünschte Mittel für einen bestimmten Zweck zu finden, auch wenn man seinen Namen nicht kennt.

Inhaltsübersicht.

A. Metalle. Metallisierungsverfahren, Galvanoplastik; Galvanische Elemente, Metallätzung, Lacke und Anstriche für Metalle; Löten und Lötmittel, Metallkitte; Schleif-, Polier-, Putz-, Reinigungsmittel; Rostschutz; Eisen metallisieren; Eisen härten; Eisenemaillierung; Kupfer und seine Legierungen; Kupfer und seine Legierungen färben und metallisieren; Edelmetalle; Blattmetall, Metallbronzen, Metallpulver; Nickel; Blei; Zinn; Zink; Chrom, Tantal, Titan; Aluminium; Speziallegierungen.

B. Mineralfarben, Glas, Tonwaren, Gips, Kalk, Zement, Mörtel, Stein. Weiße und bunte Mineralfarben; Rußfarben und Schwärzen; Durchsichtige Gläser; Undurchsichtige und gefärbte Gläser; Glasspiegel und Glasmetallisierung; Glasätzung; Glasverzierung und -reinigung; Glas- und Porzellankitte; Ton- und Porzellanmassen; Keramische Glasuren und Farben; Metallisieren und Verzieren keramischer Waren; Gips; Kalk, Zement und Mörtel; Marmor und Kunstmarmor; Kalksandstein; Herstellung und Behandlung von Kunststeinen; Mineralische Naturprodukte und ihr Ersatz; Stein- und Schmelzkitte; Perlen und Perlmutter.

C. Zellulose, Papier, Holz, Faserstoffe, Leder, Knochen, Horn. Zellulose; Papier; Papierleimung; Papierfärberei; Metall- und Glanzpapiere; Papierspezialitäten; Papierimprägnierung; Pappe und ihre Imprägnierung; Klebmittel für Papier; Beizen und Färben des Holzes; Polieren des Holzes; Holzlacke und -anstriche; Holzkonservierung; Holzersatz; Kork und Korkersatz; Baumwolle und pflanzliche Faserstoffe; Wolle; Seide; Appretur und Appreturmittel; Gewebeimprägnierung; Leder; Gerbverfahren; Färben des Leders; Klebmittel und Kitte für Leder; Lederfette; Lederputz-

und Appreturmittel; Kunstleder; Knochen und Elfenbein; Horn; Haare, Borsten, Federn, Schwämme.

D. Zelluloid, Kunstseide, Pergamentpapier, Kunstmassen, Linoleum, Klebstoffe, Explosivstoffe, Zündmassen, Leucht- und Brennmaterial. Zelluloid; Zelluloidersatz; Kunstseide; Kupferoxydammoniakseide; Kollodiumseide; Viscoseseide; Acetatseide; Pergamentpapier und Vulkanfiber; Kunstmassen; Linoleum und Wachstuch; Klebmittel und Kitte; Explosivstoffe aus Nitraten; Chloratsprengstoffe; Nitrosprengstoffe; Nitroglyzerin und Schießbaumwolle; Zündung der Sprengschüsse; Streichholzmassen; Feuerwerk; festes Petroleum; Künstliches Brennmaterial.

E. Harze, Kautschuk, Leinöl, Lacke, Anstriche. Balsame und Terpentinöl; Harz; Harzersatzprodukte; technische Harzprodukte; Kautschuk; Kautschukvulkanisierung; Kautschukwaren und ihre Behandlung; Regenerierung des Kautschuks; Kautschukersatzstoffe; Leinöl und Leinölfirnis; Verschiedene Firnisse und Lacke; Kopallacke; Schellacklacke; Bronzelacke; Anstriche; Ölfarben; Malunterlagen; Wasserglasanstriche; Entfernung alter Lackanstriche.

F. Tinte, Farbstifte, Photographie, Reproduktion. Tinten; Farbbänder und Stempelkissenfarben; Farb-, Pastell- und Kopierstifte; Phot. Entwickler; Verstärken und Abschwächen; Tonen photographischer Bilder; Besondere phot. Verfahren und Effekte; Mechanische Reproduktion; Abformen plastischer Gegenstände.

G. Öl, Fett, Wachs, Pech, Asphalt. — Seife, Wäscherei, Reinigung. — Kosmetik, Heil- und Riechstoffe. — Desinfektion, Vertilgung. Gewinnung der Fettsäuren; Bleichen der Fette und Öle; Fetthärtung; Wollfett; Mineralische Öle und Fette; Kerzen und Kerzenmaterial; Fettstoffe für die Textilindustrie; Schmiermittel; Wachsarten; Teer, Pech und Asphalt; Kernseifen; Schmierseifen; Textilseifen; Medizinische Seifen; Wäscherei und Reinigung; Fleckenentfernung; Hautpflege; Haarpflege; Mund- und Zahnpflege; Riechstoffe und ätherische Öle; Desinfektion; Staubbekämpfung; Vertilgung von Schädlingen.

H. Nahrungs-, Genuß-, Futter-, Düngemittel. — Anhang. Konservierung; Mehl-, Brot- und Backwaren; Stärke; Hefe; Milch; Butter und Speisefette; Eier; Fleisch und Fische; Blut; Nährpräparate und Nährsalze; Kartoffel, Gemüse und Früchte; Gewürze; Honig und Zuckerwaren; Getränke; Kaffee; Tee; Kakao; Tabak; Futtermittel; Düngemittel; Anhang.

Dieses Inhaltsverzeichnis gibt nur die Hauptstichworte. Das Inhaltsverzeichnis im »Lange« ist sehr umfangreich. dabei übersichtlich geordnet, so daß man schnell das Gesuchte findet. Das Werk von Lange ist für jeden Betriebsleiter und Forscher von größtem Nutzen und jeder Besitzer des »Lange« wird dem Verfasser dankbar sein. A. V.

Gesetz über den Vaterländischen Hilfsdienst vom 5. Dezember 1916 nebst allen Ausführungsbestimmungen, Erlassen der Ministerien und anderer Behörden. Unter Benutzung der Amtlichen Mitteilungen des Kriegsamts für den praktischen Gebrauch ausführlich erläutert von Rechtsanwalt Max Herrmann, stellvertretendem Vorsitzenden des Versicherungsamts der Stadt Berlin. Mit zahlreichen Mustern von Verträgen, ausführlichem Sachregister u. dgl. 248 S. Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Rechtswissenschaft, Berlin C. 2. Preis: gebunden M. 4.

Leitfaden für Flugschüler. Von Ing. C. Kreuter. 2. Auflage. Verlag von M. Krayn, Verlagsbuchhandlung für Technologie, Berlin W. Preis: gebunden M. 1,50.

Von Maschinen und Menschen. Novellen von Theodor Heinrich Mayer. Inhalt: Konstrukteur Pacher — Expreßzug Wien-Nizza — Ordonnanzfahrt — »Ein Opfer seines Berufes« — Die Geschichte des Androiden Francesco — Der Hausierer — Die Erde brennt — Das Jubiläum. Verlag von L. Staackmann in Leipzig. Gr.-Okt. Preis: geheftet M. 4, gebunden M. 5.

Gesetz, betr. die Abwälzung des Warenumsatzstempels vom 30. Mai 1917. Für den praktischen Gebrauch erläutert von Dr. jur. Fritz Koppe, Rechtsanwalt und Syndikus, Berlin, und Dr. rer. pol. Paul Varnhagen, Berlin. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C. 2.

Das Warenumsatzstempelgesetz hatte über die wichtige Frage einer Abwälzung der Steuer, abgesehen von einer minder wichtigen Übergangsvorschrift, keinerlei Bestimmung getroffen. Das hat in der Praxis zu mancherlei Bedenken und Unsicherheiten geführt. Dem soll das neue Gesetz vom 30. 5. 17 abhelfen. Das vorliegende Werkchen beschränkt sich nicht darauf, eine Erläuterung des neuen Gesetzestextes zu bieten, sondern bringt im Zusammenhange unter Heranziehung der bisher ergangenen Bescheide der Verwaltungsbehörden einen auch dem Laien ohne weiteres verständlichen vollständigen Überblick über diese schwierige Materie.

Werkstattwinke für den praktischen Maschinenbau und verwandte Gebiete. Zusammengestellt für Industrielle, Techniker, Werkmeister, Schlosser, Monteure, Maschinisten u. dgl. Von Zivilingenieur Ludwig Hammel, Frankfurt a. M.-West. Zweite, erweiterte Auflage. Preis: in Leinwand gebunden M. 4.

Dem Zwecke des Buches entsprechend, ist der in 12 Kapitel geteilte Stoff nach der Art der Metallbearbeitung sowie nach der Gattung der Maschinen geordnet und der Text durch geeignete Skizzen und Abbildungen erläutert. Der durch den Krieg wesentlich fortgeschrittenen Metallbearbeitungstechnik ist ebenfalls weitgehend Rechnung getragen worden.

Das Buch ist übersichtlich und leichtfaßlich geschrieben und als Leitfaden namentlich für emporstrebende junge Fachleute geeignet. Auch dem erfahrenen Fachmann kann das Buch gute Dienste leisten.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — **Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2**, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrthaus. — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 7732.

1. Auszeichnungen und Beförderungen:

Verspätet erfahren wir die bereits am 15. Januar ds. Js. erfolgte Ernennung unseres Vorstandsmitgliedes, des zurzeit als Rittmeister d. R. in einem Husaren-Regiment im Felde stehenden Dr. Erythropel, Berlin, zum Geheimen Ober-Finanzrat im Finanzministerium;

Fürst Franz Joseph zu Isenburg-Birstein, Chef der Deutschen Zivilverwaltung in Litauen, wurde in Anerkennung seiner Verdienste um die Deutsche Kultur in den von ihm verwalteten besetzten Gebieten von der Universität Freiburg zum Ehrendoktor der philosophischen Fakultät ernannt;

Marine-Oberbaurat Richard Müller, bisher Berlin, wurde, unter Versetzung nach Kiel, zum Geheimen Marine- und Baurat ernannt;

Marine-Oberbaurat Reitz, Kiel, wurde als Geheimer Marine-Oberbaurat und Abteilungschef ins Reichs-Marineamt, Berlin, berufen.

2. Personalnotizen aus unserem Mitgliederkreis:

Professor Dr. von dem Borne, Rittmeister d. R., hat die Firma Atmos G. m. b. H., Berlin, die die Herstellung von Meßinstrumenten für Luftfahrzeuge betreibt, übernommen.

Hauptmann Hildebrandt, bisher Kommandant des Flugplatzes Johannisthal, ist als Kompagniechef zu einer Flieger-Ersatz-Abteilung nach Braunschweig kommandiert;

Ingenieur Madelung, als Leutnant d. R. der Prüfanstalt und Werft der Fliegertruppen, Adlershof, zugeteilt, wird zurzeit in Böblingen/Württemberg zum Flugzeugführer ausgebildet;

Privatdozent Dr. Albert Wigand ist als Leutnant d. R. bei einer Feldwetterwarte tätig.

3. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als Ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Nikolaus Lučić, K. u. K. Seekadett, Seeflugstation Triest (Istrien-Österreich);

Dipl.-Ing. Karl Bauer, Oberingenieur der Daimler Motoren-Gesellschaft, Sindelfingen b. Stuttgart, Bahnhofsgebäude.

4. Richtigstellung:

In unserer Mitteilung im Maiheft der Zeitschrift an dieser Stelle ist ein Druckfehler unterlaufen: die Nachricht über die dort veröffentlichte Auszeichnung des Dr. Karl Stuchtey wurde uns durch den Direktor des Physikalischen Institus der Universität Marburg übermittelt.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt
Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. 25. August 1917. Heft 15 u. 16.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor an der Universität Göttingen — Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. 25. August 1917. Heft 15 und 16.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Das Höhensteuer der Flugzeuge.

Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader.

(Schluß.)

Um aus der Darstellung der Kegelschnitte unmittelbaren Anhalt für die Steuerkonstruktion zu gewinnen, ist es erforderlich, die Abhängigen umzuformen, derart, daß der Einfluß des Betriebszustandes, soweit angängig, eliminiert wird. Wir führen die Ordinaten ein als Produkt zweier Faktoren, von denen der eine (k) nur durch die Hauptkonstruktion bestimmt, nahezu unabhängig von der Wahl der Steueranordnung, der andere, nahezu unabhängig von der Hauptkonstruktion, fast ausschließlich durch die Wahl der Steueranordnung zu bestimmen ist und die beide tunlichst wenig vom Betriebszustand berührt werden. Es gelingt, die Faktoren k in beiden Fällen, d. h. für Ordinate und Abszisse, so zu wählen, daß sie der Einheit gewöhnlich sehr nahe stehen:

$$k_\mu \cdot \mu = \left(\frac{a^2}{2\,r^2}\right) \cdot (\eta_S' \cdot \varkappa \cdot \lambda^2) = m \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \frac{\eta}{2} \quad . \quad (58)$$

$$k_\nu \cdot \nu = \left(\frac{V_n/100}{r}\right)^2 \cdot \frac{a}{2} \cdot \nu = \left(p - \frac{z}{2}\right) \cdot \frac{g}{2} \cdot \left(\frac{3{,}6}{100}\right)^2 \cdot \frac{\eta_n}{\eta} \quad (59)$$

so daß man fast unmittelbar die Werte

$$\mu = \eta'_S \cdot \varkappa \cdot \lambda^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (60)$$

an der Ordinatenachse und

$$\nu = \psi - \delta + \eta_S' \cdot \varkappa \cdot \lambda \left(\frac{1}{\eta_T'}, -c_0\right) \quad . \; . \quad (43)$$

an der Abszissenachse ablesen kann.

Freilich muß nach Gleichung (59) für exzentrische Schublage der Ursprung auf der Abszissenachse noch um den Betrag $\frac{z}{2}$ (im Maßstab von p) verschoben werden (bei tiefer Lage nach rechts, und umgekehrt), um auf andere Exzentrizitäten interpolieren zu können. Die Bedingung positiver statischer Stabilität $p > 0$ zeigte sich nach Gleichung (42) in der Form:

$$\nu > \left(-\frac{s}{a}\right) \cdot \sigma \cdot (1 + \chi/2)^{1)} \quad . \; . \; . \; . \quad (61)$$

Der Ungleichung ist unter Beachtung ihrer Veränderung für andere Betriebszustände zwecks Erreichung bester Dämpfung für zentrische ($s = 0$) und tiefe Schublagen so knapp zu genügen, als es mit Rücksicht auf endliche (d. h. nicht unendlich kleine) Störungen eben möglich ist. Der Erreichung

[1]) Gegenüber den überspannten Forderungen früherer Stabilitätstheorien bedeutet Gleichung (61) eine außerordentliche Erleichterung für den Konstrukteur. Der Vernachlässigung der statischen Dämpfung, wie sie Bryan u. a. eingeführt haben, ist schon 1908 Reißner (a. a. O.) entgegengetreten. Sie läßt als Mindestwert für die statische Stabilität den Abschnitt der Stabilitätsgrenze ($d = 0$) auf der Abszissenachse [Gleichung (55)] fordern. Mit den bis jetzt in der Literatur gebräuchlichen Voraussetzungen $s = 0$; $\chi = 0$ hätte diese Stabilitätsbedingung in allgemeinster Form zu lauten:

$$(p) > \frac{2}{\mathfrak{A}_0} \qquad \frac{n}{y} > \frac{2}{3\,\varepsilon - \sigma}.$$

guter Dämpfungen für hohe Schublage ist reichliche Erfüllung der Ungleichung zuträglich, soweit man nicht überhaupt, wie schon erwähnt, in Rücksicht auf den Gleitflug, bei positiven Werten ν bleibt.

Es handelt sich nun noch darum, die unseren Kurvenblättern vorausgehenden Annahmen darzulegen und zu begründen. Es ist üblich, entweder mit Vollgas oder mit ganz gedrosseltem Motor zu fliegen. Dabei entspricht der kleinste zulässige Anstellwinkel wagerechtem Fluge mit größter Geschwindigkeit bzw. steilem Gleitflug und der größte wirtschaftliche Anstellwinkel größter Steiggeschwindigkeit bzw. flachstem Gleitflug. Wir wollen annehmen, daß der wirksame Anstellwinkel [Gleichung (31)] im ersten Falle 5^0 und im zweiten Falle 12^0 beträgt, wobei entsprechend einer leichten Krümmung der Kurve η über α die Auftriebszahl von $\eta_5 = {}^1/_5$ nur auf den doppelten Wert $\eta_{12} = {}^2/_5$ zu-, also die Geschwindigkeit nur um 29 vH abnehme. Wagerechter Flug entspricht etwa kleinster Widerstandszahl ($\tau_5 = 0$), Anstieg kleinstem Widerstand ($\tau_{12} = \varepsilon_{12}$). Im ersten Falle beträgt die Gleitzahl $\varepsilon_5 = {}^1/_5$, im zweiten Falle $\varepsilon_{12} = {}^1/_8$. Für wagerechten Flug ist natürlich Vortrieb = Widerstand ($\sigma_5 = \varepsilon_5$) und für Anstieg möge demgegenüber der Schub, entsprechend der Geschwindigkeitsabnahme von 29 vH, um 42 vH zunehmen $\sigma_{12} = \sqrt{2} \cdot \sigma_5$; d. h. der Propeller sei so gewählt, daß für wagerechten Flug wie für schnellstes Steigen gleiche Nutzleistung zur Verfügung steht. Da mit abnehmender Geschwindigkeit gewöhnlich die Tourenzahl nachläßt, so bedeutet diese Annahme, höheren Wirkungsgrad der Schraube für die Steigleistung als für wagrechten Flug zu fordern, und hinsichtlich dieser Voraussetzung sind Abweichungen der diagrammatischen Ergebnisse, für den Fall, daß zugunsten der Geschwindigkeit weniger Wert auf hohe Steigleistung gelegt wird, nicht zu vermeiden. Da dem Wirkungsgradhöchstwert $\chi \cong 1$ entspricht, erscheinen für die beiden Betriebszustände, die diesseits und jenseits des Maximums liegen, Werte $\chi_5 = 2$ bzw. $\chi_{12} = 1/2$, wie sie in Fig. 7 dargestellt sind[1]), durchaus plausibel. Mit diesen Werten für ε, τ, η, χ, σ und α sind die Voraussetzungen für die Konstruktion der Kegelschnitte vollständig gegeben.

		$\mathfrak{A}_0$	$\mathfrak{B}_0$	$\mathfrak{C}_0$
Gleitflug	5^0	0,600	0,500	0,5745
	12^0	0,375	0,1875	0,4189
Motorflug	5^0	0,800	0,800	0,9745
	12^0	0,2336	0,1875	0,5603

Die gewählte Exzentrizität mußte nach Gleichung (40) mit dem Nennwert der Geschwindigkeit definiert werden, um mit einer unveränderlichen Größe rechnen zu können. Beiden Kurvenblättern liegt die Annahme

$$s = \frac{1}{4} \cdot \left(\frac{r}{V_n/100}\right)^2 \text{m}$$

zugrunde.

Diese Exzentrizität, die an sich so unerheblich scheinen mag und doch so außerordentlichen Einfluß auf die Stabilität hat ($\mathfrak{C}_5 = \mp 3{,}1462$, $\mathfrak{C}_{12} = \pm 0{,}0285 \cong 0$), ist wohl immerhin ein Grenzwert. Denn die Steigerung der Motorleistung mit fortschreitender Entwicklung der Flugtechnik bringt es mit sich, daß der Anteil des Motorgewichts am Gesamtgewicht steigt. Da nun der Propeller vorläufig fast durchweg auf dem Kurbelwellenstumpf sitzt, ist die Möglichkeit, die angenommene Exzentrizität von rund ¼ m zu überschreiten, gering.

Auf der Tafel sind in den Diagrammen durch Ursprungsgerade auch noch die Schwingungszeiten angegeben. Nach Forschungsheft Gleichung (104) und Gleichung (100) ist unter Vernachlässigung der Verlängerung der Schwingungsdauer durch die Dämpfung

$$T = 2\pi \cdot \frac{v}{g} : \sqrt{\frac{2p}{p+m}} = 12{,}58 \cdot (V_n/100) \cdot \sqrt{\frac{\eta_n}{\eta}} \cdot \sqrt{1 + \frac{m}{p}}\,\text{s} \quad (62)$$

[1]) Die Tangente dS/dV schneidet die Ordinatenachse in $(1 + \chi) \cdot S$.

Wie schon oben in der Formel für die Halbwertszeiten Gleichung (21) ist auch hier wieder als Zeiteinheit ($V_n/100$) s angenommen, um Gerade wie Kegelschnitte durch Beziehung ihrer Parameter auf den gleichen Wert der Geschwindigkeit (Nennwert) in den Diagrammen verschiedener Betriebszustände ohne weiteres vergleichen zu können. Für ein Flugzeug, dessen Höchstgeschwindigkeit z. B. zu 150 km/h berechnet ist, sind danach die den Kurven beigeschriebenen Halbwertszeiten und die den Ursprungsgeraden beigeschriebenen Schwingungsdauern um 50 vH zu erhöhen, um sie in Sekunden zu erhalten.

Tatsächlich findet der Übergang ($T = \infty$) zur aperiodischen Bewegung nicht, wie die Näherung (62) angibt, erst bei verschwindender statischer Stabilität ($p = 0$), sondern bei kleinen positiven Werten derselben statt. Mit andern Worten, nicht die Abszissenachse, wie näherungsweise in den Diagrammen angenommen, ist Grenze der Periodizität, sondern eine Kurve, die sich von rechts sehr nahe an sie anschmiegt und deren Punkte sich aus dem Schnitt der Kegelschnitte mit Ursprungsgeraden $\frac{m}{p} = \frac{8}{d^2} - 1$ ergeben. (Siehe Forschungsheft, Gleichung (79) und (100).) Da die Diagramme von den Koordinaten p und m in gleichem Maßstab ausgehen, lassen sich die angegebenen Geraden, unabhängig von den nachträglich an die Achsen angeschriebenen Maßstäben, ohne weiteres eintragen: $m/p = 1$ liegt unter 45^0 usf.; $d = 0{,}40$ bzw. $0{,}80$ entspricht $m/p = 49$ bzw. $11{,}5$ und nach Gleichung (21) anderseits $H \cong 10$ bzw. 5 ($V/100$) s. Bei so kurzen Halbwertszeiten, wie sie eben gerade im Grenzgebiet der Periodizität erreicht werden, ist es indessen praktisch völlig gleichgültig, ob die Bewegung noch periodisch ist oder nicht, da nach 40 bzw. 20 ($V/100$) s die Störung bis auf unwahrnehmbare Reste (6%) beseitigt ist.

Beispiel: Fig. 1 zeigt eine gemessene Kurve ς zwischen $\eta_5 = 0{,}20$ und $\eta_{12} = 0{,}40$ ersetzbar durch eine Gerade nach Gleichung (3): $\varphi = 0{,}05$ $\psi = 0{,}35$.

Mit der auch bei ebenem Steuer erreichbaren Auftriebszahl — $\eta_{S_0} = 0{,}40$ wird nach Gleichung (5)

$$\varkappa \cdot \lambda = \frac{0{,}05}{0{,}40} = 0{,}125.$$

Mit einer verhältnismäßigen Schwanzlänge $\lambda = 3$, wie sie etwa 7 m Fleugzeuglänge bei 2 m Tragflächentiefe entspricht, wird $\varkappa = 0{,}042$.

Bei 48 m² Flächeninhalt der Tragflügel sind also 2 m² Steuerfläche zu verwirklichen. Dem angenommenen Format des Steuers $\beta_s = 3$ entspricht etwa eine Breite von 2,5 m bei 0,80 m Tiefe.

Bei den wirksamen Anstellwinkeln $\alpha = 5^0$ bzw. 12^0 sei der »meßbare« Anstellwinkel α_T der Zelle 2^0 bzw. 7^0. Der Faktor c_ϱ der Strömungsablenkung beträgt nach Gleichung (9) für $\beta_T = 6$; $\lambda = 3$:

$$c_\varrho = \frac{180}{6 \cdot \pi^2}\left(1 + \sqrt{2}\right) = 7{,}3.$$

Ohne Schränkung (σ), also wenn die Flosse parallel der Tragflügelsehne liegt, wird nach Gleichung (10)

$$\alpha_{F_5} = 2^0 - 7{,}3 \cdot 0{,}20 = 0{,}54^0$$
$$\alpha_{F_{12}} = 7^0 - 7{,}3 \cdot 0{,}40 = 4{,}08^0.$$

Hiermit folgt aus Fig. 5

$$\eta_{S_5}' = 0{,}042$$
$$\eta_{S_{12}}' = 0{,}050.$$

Für die Schwanzlänge $\lambda = 3$ wird schließlich:

$$\mu_5 = 0{,}042 \cdot 0{,}125 \cdot 3 = 0{,}0157$$
$$\mu_{12} = 0{,}050 \cdot 0{,}125 \cdot 3 = 0{,}0187$$

d. h. die Dämpfungszahl erhält für $k_\mu = 1$ Werte, die weit oberhalb jeder Stabilitätsgrenze ($H = \infty$) liegen, so daß für ν lediglich positives Vorzeichen, aber keine bestimmte Größe gefordert wird. Da Fig. 5, die zur Ermittlung von η_S' diente, $\eta_S = -0{,}40 =$ konst. zur Voraussetzung hat, muß nun auch $\psi = \delta$ angenommen werden und ν vereinfacht sich nach Gleichung (43) zu:

$$(\nu) = \eta_S' \cdot \varkappa\lambda \cdot \left(\frac{1}{\eta_T'} - c_\varrho\right).$$

η_T' ist bereits bekannt durch die Annahmen für a und η:

$$\eta_{T_6}' = {}^1/_5 : 5 = \frac{1}{25} \qquad \eta_{T_{12}}' = {}^2/_5 : 12 = \frac{1}{30}$$

$$(\nu_6) = 0{,}042 \cdot 0{,}125 \cdot (25-7{,}3) = 0{,}093$$

$$(\nu_{12}) = 0{,}050 \cdot 0{,}125 \cdot (30-7{,}3) = 0{,}142$$

d. h. für $k_\nu = 1$ nimmt die Abszisse Werte an, die selbst bei sehr tiefer Lage der Propellerachse noch ohne weiteres Stabilität verbürgen. Die mit Gleichung (5) errechnete Steuergröße gewährt also nicht nur hinsichtlich der Steuerbarkeit sondern ebenso für die dynamische Stabilität unbedingte Sicherheit.

Darüber hinaus zeigen Beispiel und Tafel quantitativ, in welch hervorragender Weise die Veränderungen der statischen Stabilität durch die Steuerbetätigung der Forderung guter dynamischer Dämpfung bei verschiedenen Betriebszuständen entgegenkommen. Mit zunehmendem Anstellwinkel nimmt so der Beitrag des Widerstandes zur dynamischen Dämpfung ab, d. h. die Stabilitätsgrenze liegt höher, aber auch die statischen Momente wachsen wegen des höheren Wölbungsgrades des Steuers (größeren Ruderausschlags). In gleich vorteilhafter Weise ändern sich diese Momente indeß auch bei kleinen Anstellwinkeln, wenn man konstruktiv von der Anordnung zentraler Schubrichtung zu hoher bzw. tiefer Schublage übergeht. Dann muß aus dem Gleitflug heraus zur Erhaltung des betreffenden Anstellwinkels der Führer gleichzeitig mit »Vollgas« »ziehen« bzw. »drücken«, d. h. den Ruderausschlag vergrößern bzw. verkleinern; damit nehmen die statischen Momente zu bzw. ab, und man gelangt im Diagramm in beiden Fällen in Gebiete kürzerer Halbwertszeiten. — Wir haben im Beispiel den Annahmen für die Exzentrizität und $k_\nu = 1$ entsprechend $s = a/8$ und damit zufällig $\frac{s}{a} = \varkappa \cdot \lambda$. Man erhält also nach Gleichung (4) die bei hoher bzw. tiefer Schublage erforderliche negative Auftriebszahl, indem man von dem Absolutwert $\eta_{s0} = 0{,}40$ jeweils σ zu- bzw. abzählt, also $-\eta_{s_6} = 0{,}60$ bzw. 0,20 und $-\eta_{s_{12}} = 0{,}682$ bzw. 0,118 und damit aus Fig. 4 für $\eta_{s_6}' = 0{,}050$ bzw. 0,033 statt 0,042 und für $\eta_{s_{12}}' = 0{,}062$ bzw. 0,035 statt 0,050. Im gleichen Verhältnis ändert sich nun nicht allein die Dämpfungszahl μ_i, sondern auch die Stabilitätszahl ν_i, da $\delta = \psi$ Grundvoraussetzung ist; man hat also nur auf der Ursprungsgeraden durch die oben bestimmten Punkte μ_i, ν_i nach außen bzw. innen zu gehen, um im Gebiet der zugehörigen Kegelschnitte und Ursprungsgeraden auf die Halbwerts- und Schwingungszeiten interpolieren zu können. Man findet so schließlich für einen Nennwert der Geschwindigkeit $V_n = 160$ km/h in Sekunden:

	Schub hoch	Schub zentr.	Schub tief	Gleitflug
	Wagrechter Flug			steil
H	10	10	4	14
T	24	27	35	27
	Steigen mit 186 · 1,6 ≅ 300 m/min			flach
H	25	29	31	26
T	14	18	20	18

Zusammenfassung:

Es wird ein Verfahren angegeben zur Berechnung der Steuergröße und gezeigt, daß, wenn mehrfache Sicherheit für die Steuerbarkeit gefordert wird, die dynamische Stabilität ohne weiteres gewahrt ist.

Graphische Darstellungen der überaus verwickelten dynamischen Beziehungen lassen für verschiedene Betriebszustände ohne weiteres erkennen, welche konstruktiven Maßnahmen zu guter Störungsbeseitigung im Fluge führen.

Eine Formel für die Halbwertszeit gestattet, die Stetigkeit bestimmter Flugarten für einen entworfenen Flugzeugtyp zu beurteilen.

Das räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seildehnungen auf die Kräfte.

Von Dipl.-Ing. Karl Balaban.

(Schluß aus Heft 23/24 Jahrg. 1916.)

Der Einfluß der Seildehnungen.

Bisher wurde immer angenommen, daß die axialen Formänderungen so klein sind, daß man sie nicht zu berücksichtigen braucht. Dies ist auch bei den Holmen und Stielen zulässig, da die Verlängerung der Holme infolge der Zugbeanspruchung und die Verkürzung der Stiele durch den Druck verschwindend klein sind. Dagegen kann der Einfluß der Seildehnung immerhin beträchtlich genug werden, so daß man ihn nicht mehr vernachlässigen kann.

Seile müssen immer, ehe sie eingebaut werden, mit etwa einem Drittel ihrer Bruchlast vorgedehnt werden, da dies sonst unter dem Einfluß der Belastung eintreten würde. Der Einfluß einer solchen Dehnung ist immer folgender: Bei der Berechnung des durchlaufenden Trägers wurde ja vorausgesetzt, daß alle Stützen in einer Geraden liegen; wenn sich aber beispielsweise die erste Diagonale dehnt, so kann der an ihrem oberen Ende liegende Knoten sich aufwärts bewegen, d. h. für den durchlaufenden Träger erfolgt zunächst eine Senkung der Stütze. Das gleiche kann bei der zweiten Diagonale eintreten und der Träger liegt dann über drei Stützen auf, die nicht mehr in einer Geraden liegen. Da die Seile in der Regel verschiedene Stärken und Belastung aufweisen, wird die Dehnung verschieden und daher auch die Senkung bei beiden Stützen eine verschiedene werden. Die Dehnung in der Richtung des Seiles wird man am besten durch einen Versuch ermitteln, indem man ein fertig gespleißtes Seil auf der Zerreißmaschine bis zur berechneten Seilspannung beansprucht und die dabei auftretende Längenänderung bestimmt. Diese sei beispielsweise f_2 cm; von diesem Betrag kommt aber nur die Strecke in der Stielrichtung als Senkung der Stütze in Frage, also der Betrag (Fig. 11)

$$y_2 = f_2 \cos \alpha_1$$

und für die nächste Stütze

$$y_3 = f_3 \cos \alpha_2.$$

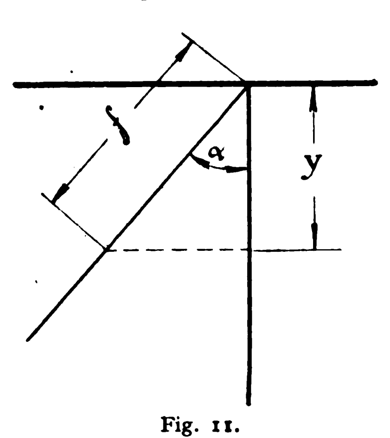


Fig. 11.

Dann lautet die Clapeyronsche Gleichung für den Fall ungleich hoher Stützen ganz allgemein

$$M_1 l_1 + 2 M_2 (l_1 + l_2) + M_3 l_2$$
$$= 6 E J \left(\frac{y_1' - y_2'}{l_1} + \frac{y_3' - y_2'}{l_2}\right) - \frac{1}{4}(q_1 l_1^3 + q_2 l_2^3),$$

wobei y_1', y_2' und y_3' von irgendeiner Wagrechten gemessen werden (Fig. 12). Für unsere Berechnung ist folgende Vereinfachung möglich: Zunächst ist immer im linken Auflager keine Einspannung vorhanden, also $M_1 = 0$ zu setzen. Fehlt der Kragträger rechts, so ist auch $M_3 = 0$, sonst aber ist

$$M_3 = -\frac{q\, l_3^2}{2}.$$

Ferner ist die Belastung aller Felder gleich groß anzunehmen, so daß man für q_1, q_2 allgemein q setzen kann, und endlich rechnet man die Senkungen y alle von einer Wagrechten, die durch das linke Auflager geht; dann lautet die Gleichung

$$2 M_2 (l_1 + l_2) - \frac{q\, l_3^2}{2} l_2$$
$$= 6 E J \left(\frac{J_2}{l_1} + \frac{J_2 - J_3}{l_2} \right) - \frac{q}{4} (l_1^3 + l_2^3) \quad . \quad . \quad (11)$$

daraus ist M zu bestimmen und der übrige Rechnungsgang der gleiche wie früher angegeben wurde.

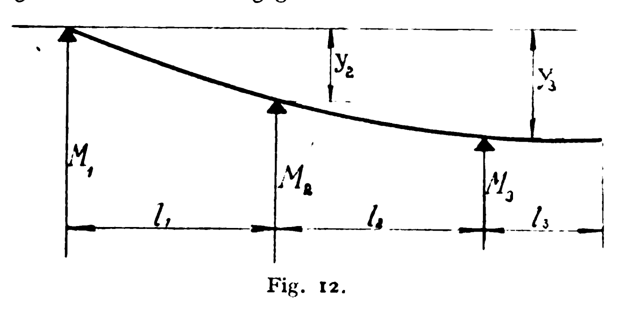


Fig. 12.

Zur früher angegebenen Berechnung soll noch folgendes ergänzend nachgetragen werden: Es wurde nämlich weiter oben nur angedeutet, wie die Berechnung durchzuführen ist, wenn im Tragseil in irgend einer Verspannungsebene gerissen ist. Der Rechnungsgang soll daher an dem Tragwerke, das als Beispiel schon untersucht wurde, vorgeführt werden:

Es sei also im folgenden der Fall untersucht, daß in der vorderen Tragwand (Ebene des oberen und unteren Tragflächenholmes) beispielsweise das dem Rumpf zunächstliegende Tragseil (also D_2 in Abb. 6) gerissen ist. In diesem Fall bleibt das Fachwerk von den Knoten 5, 6, 7, 8 auswärts von dem Seilriß ganz unbeeinflußt (Figur 13). Nur

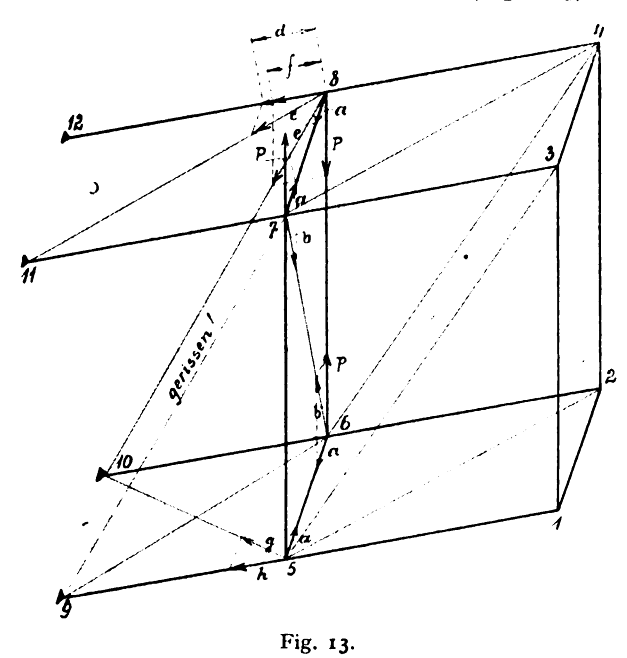


Fig. 13.

der Teil zwischen den beiden Ebenen 5, 6, 7, 8 und 9, 10, 11, 12 ändert die Stabspannungen. Denn infolge der aufwärtswirkenden Last im Knoten 7 will dieser sich in der Richtung 5—7 verschieben. Normalerweise wird er daran durch das Seil 9—7 gehindert, da aber dieses gerissen ist, muß der Verschiebung das Seil 6—7 entgegenwirken. Daher kommt jetzt in dieses Kabel auch Spannung hinein, was wieder zur Folge hat, daß in den Stab 5—6 und 7—8 Druck auftritt. Die in 5—6 wirkende Kraft überträgt sich dann in 5—9 und 5—10 bzw. die im Stab 7—8 in die Stäbe 8—11 und 8—12. Ferner erhält 6—8 außer derjenigen Spannung, die vom auswärts gelegenen Teil des Fachwerkes in diesem Stab auftritt, auch noch eine Komponente von 6—7, und diese ist wieder nach 8—12 und 8—10 zu zerlegen. Die Axialkraft im Stabe 7—11 ist die gleiche wie im Stab 3—7. Man erkennt daher folgendes:

Reißt in der vordern Tragwand das am Rumpf gelegeen Tragseil, so kommt in den hinteren Stiel (6—8) zusätzlicher Druck, in das hintere Tragseil 8—10 zusätzlicher Zug, ebenso in den hinteren Oberdeckholm (8—12) zusätzlicher Druck und in das durch den Stirndruck schon beanspruchte Seil 8—11 zusätzlicher Zug. Dagegen wird der untere Vorderholm (5—9) gedrückt (normalerweise gezogen, daher Entlastung!) und in das unbeanspruchte Seil 5—10 der Tragflächeninnenverspannung Zug. Es hat daher die hintere Tragwand den Ersatz für das in der vorderen Wand gerissene Tragseil zu stellen.

Das Gesagte läßt sich sinngemäß auch anwenden, wenn irgend ein anderes Seil reißt!

Die Bestimmung der Stabspannungen kann nur rechnerisch oder zeichnerisch erfolgen. Das zeichnerische Verfahren ist sehr einfach und soll daher an dem Beispiel erläutert werden. (Will man die Spannungen rechnen, dann hat man die Komponenten in den einzelnen Kräftedreiecken zu berechnen.)

In dem bereits durchgerechneten Beispiele liegen die Holme gegen den Druckmittelpunkt symmetrisch, daher sind auch die Stabspannungen in den Tragwänden gleich groß. Ist das Seil D_2 (Fig. 6) beispielsweise in der vorderen Tragwand gerissen, so ist die Art der Stabkraftbestimmung folgende: Infolge des rechts 2, 3, 6, 7 liegenden Fachwerkes wirkt bereits im Stab 2—3 (Fig. 14a und 14b) ein Druck von 924 kg (siehe Fig. 6); die Knotenpunktlast A_5 beträgt 392 kg, daher ist die Summe von $P = 392 + 924 = 1316$ kg im Knoten 3 wirksam. Diese Kraft wird nun aufgenommen vom Stab 3—6 und 3—7. Das Fachwerk ist in Fig. 14a nun in drei Projektionen aufgezeichnet; P erscheint im Kreuzriß in wahrer Größe, und es ergeben sich dort auch die Stabkräfte 3—7 und 3—6 in natürlicher Größe durch einfache Zerlegung: $a = 900$ kg und $b = 1540$ kg. Wenn nun am Knoten 3 die Kraft b wirkt, dann muß ihr in 6 eine gleich große entgegenwirken, und die Stabkräfte 6—7 und 2—6 sind daher ebenfalls P und a. Die in der oberen Tragflächenebene wirkende Kraft a im Knoten 7 ist nun weiter zu zerlegen nach 4—6 und 7—8. Das kann im Grundriß des Fachwerkes geschehen, wo sich die Zugspannung $c = 1470$ kg und die Druckspannung $d = 1220$ kg ergibt. Die im Punkte 7 angreifende Kraft P wird aufgenommen vom hinteren Tragseil und dem oberen Hinterholm, im Aufriß ist daher die Zerlegung sofort durchzuführen, und man findet die Seilspannung $e = 1850$ kg und den Druck im Holm mit $f = 1500$ kg. Die in der unteren Tragflächenebene wirkende Kraft a wird in die Stäbe 1—2 und 2—5 zu zerlegen sein, was wieder im Grundriß erfolgt; man findet die Seilspannung $g = 1500$ kg und den Druck im Holm $h = 1118$ kg. Damit sind alle Spannungen infolge des fehlenden Seiles ermittelt, und man kann jetzt die Stabspannungen und die Beanspruchungen nachrechnen. In der untenstehenden Zahlentafel sind diese zusammengestellt.

Stab	Spannung stammt vom		
	Auftrieb und Stirnwiderstand	Seilriß	Resultierende Spannung
1—2	+ 832 kg	— 1118 kg	— 286 kg
2—3	— 924 „	0	— 924 „
3—4	— 410 „	0	— 410 „
5—6	+ 265 „	0	+ 265 „
6—7	— 924 „	— 1 316 „	— 2 240 „
7—8	— 2 670 „	— 2 720 „	— 5 390 „
5—7	+ 1 770 „	+ 1 850 „	+ 3 620 „
2—6	— 230 „	— 900 „	— 1 130 „
3—7	— 297 „	— 900 „	— 1 197 „
3—6	0	+ 1 640 „	+ 1 640 „
4—7	+ 580 „	+ 1 740 „	+ 2 320 „
2—5	0	+ 1 500 „	+ 1 500 „

Beispielsweise beträgt im unteren Vorderholm die Spannung + 832 kg infolge seiner Zugehörigkeit zur vorderen Tragwand. Durch das Reißen des Seiles kommen aber noch etwa



1118 kg Druck hinzu, und die jetzt resultierende Spannung findet man mit + 832 — 1118 = — 286 kg Druck. Im Stab 3—4 z. B. beträgt der Axialdruck wegen des fehlenden Seiles ebensoviel wie in seiner Verlängerung über 3 nach rechts, das sind — 700 kg, die durch den Stirndruck (Fig. 7) aber um + 290 kg erniedrigt werden; da nach dem Reißen des Seiles keine Komponente mehr hinzukommt, so ist die totale Axialkraft — 700 + 290 = — 410 kg. Der am stärksten beanspruchte obere Hinterholm (Stab 7—8) hat jetzt — 5390 kg Druck anfzunehmen, während er früher nur — 2670 kg aushalten mußte. Die Spannung ist also etwas mehr als doppelt so groß.

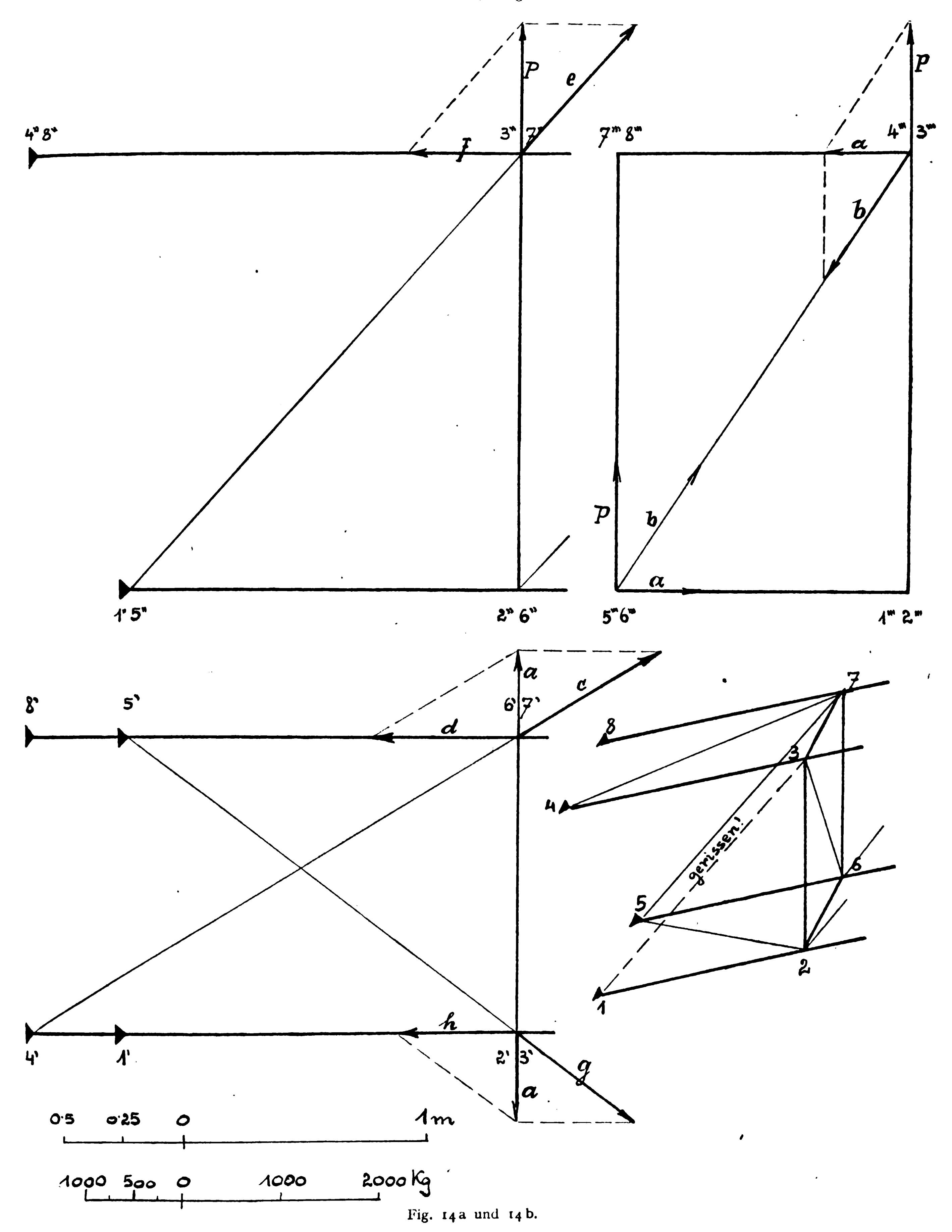


Fig. 14a und 14b.

Nun ist es begreiflich, daß man den Holm nicht auf diese Beanspruchung dimensionieren wird, denn schließlich ist der Fall des gerissenen Tragkabels ja ein Ausnahmefall. Man kann sich dabei mit 2- bis 2,5-facher Sicherheit begnügen; bei normal 5-facher Sicherheit wäre jetzt noch immer 2,48-fache Sicherheit vorhanden. Da aber der Holm dort ein $I = 116\ cm^4$ aufweist also bei 5-facher Sicherheit und 2000 mm Länge noch 2000 kg Knicklast aufnehmen kann, so ist die Sicherheit eine

$$5\ \frac{2900}{5390} = 2{,}7\text{-fache}$$

An dem Momentenverlauf ändert sich, wie man sofort erkennt, garnichts; es genügt die Berechnung gedrückter Stäbe auf Knickung. Eine genaue Nachrechnung eines Stabes der sowohl auf Biegung als auch durch eine Axialkraft beansprucht wird und Teil eines durchlaufenden Trägers ist (d. h. an dessen Enden auch noch Momente wirken) soll in einer der nächsten Nummern dieser Zeitschrift gezeigt werden.

Zusammenfassung.

Es wurde gezeigt, wie das Fachwerksystem eines Doppeldeckers berechnet werden kann, unter möglichster Berücksichtigung aller maßgebenden Einflüsse und soll der Gang nochmals kurz zusammengefaßt werden:

Man ermittelt aus der Belastung pro m² Tragfläche, unter Beachtung der Lage des Druckmittelpunktes die Anteile, die jeder Holm zu tragen hat und daraus die Belastung der Holme in kg pro laufenden m. Dann bestimmt man mit Hilfe der Clapeyronschen Gleichung und aus den Auflagerbedingungen die Momente über den Holmen, sowie die Auflagerdrücke und mit diesen dann die Stabkräfte nach irgendeinem Verfahren. Das gleiche geschieht für den Stirnwiderstand. Nach erfolgter Dimensionierung der Stäbe und Kontrolle der Biegungsbeanspruchung in den Knotenpunkten, sowie der zusammengesetzten Beanspruchung zwischen den Auflagerpunkten kann noch die Bestimmung der Durchbiegung erfolgen. Damit rechnet man die Knickmomente und die Vergrößerung der Stützenmomente und kontrolliert nochmals die Biegungsbeanspruchung. Der Einfluß der Seildehnungen ist sinngemäß zu untersuchen.

Der „Hispano-Suiza“-Flugmotor.

Von Ingenieur S. Hoffmann.

(Mit Konstruktionszeichnungen Tafel IV bis X.)

(Tafel VIII bis X werden dem Heft 17/18 beigegeben.)

I. Allgemeine Beschreibung.

Unter den in letzter Zeit von uns erbeuteten ausländischen Flugmotoren beansprucht fraglos neben dem »Rolls-Royce« der »Hispano-Suiza« im weitesten Umfange unser Interesse. Die bisher erbeuteten Motoren waren ausschließlich in »Spad«-Flugzeugen eingebaut. Der »Hispano-Suiza« ist als 8 Zylinder V-förmiger Motor gebaut. Je 4 Zylinder sind in einem Block zusammengefaßt. Die beiden Blocks sind unter 90° gegeneinander geneigt. Dieser Neigungswinkel bietet unter anderem hauptsächlich den Vorteil, für die Zündung mit 2 Magnetapparaten für je 8 Zylinder auszukommen. Um eine möglichste Konzentration der ganzen Kraftanlage zu erreichen, wurde der Kühler zwischen Propellerdrehebene und Stirnfläche der Zylinderblocks untergebracht (Tafel IV bis VI); rein äußerlich fällt der Motor durch glatte Form, scheinbar sehr einfachen Bau, Einkapselung sämtlicher beweglicher Teile auf. (Fig. 1—3). Es ist mit allen Mitteln Erreichung höchster Leistung bei geringstem Gewicht angestrebt.

Die Konstruktion stammt von der spanischen Automobilfabrik »Hispano-Suiza« (Barzelona). Die Firma erwarb bereits im Jahre 1910 im »Coupe des Voiturettes« mit einem sehr leichten schnellaufenden 4 Zylinder Automobilmotor (normale Drehzahl $n = 2300$) von 65 mm Bohrung und 200 mm Hub bei einer effektiven Leistung von 45 PS unter Führung von Zucarelli den ersten Preis.

Der 8 Zylinder Flugmotor dieser Firma ist bei einer großen Anzahl von Motorfirmen sämtlicher Ententeländer im Lizenzbau vergeben. Erbeutet sind indessen bisher erst Lizenzmaschinen von der englischen Firma »Vickers Sons und Maxim«. Ltd. »Wolseley« Luftschiffmotorenfabrik in Birmingham.

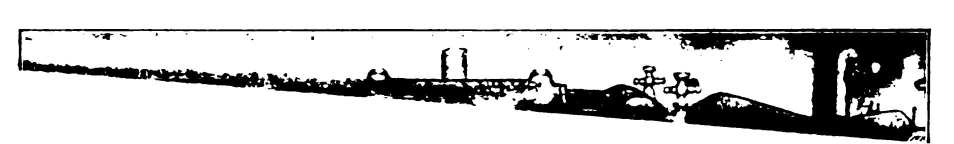
II. Allgemeine Leistungsangaben.

Der Motor leistet bei einer Drehzahl von $n = 1700$, einem Hub von 130 mm und 120 mm Bohrung im Mittel 160 PS. Änderung der Leistung bei veränderter Drehzahl ist aus der Leistungskurve (Fig. 2) ersichtlich. Auf dem Motorgehäuse befindet sich ein Schild mit der Aufschrift: »Régime normal: 1600, régime maxima: 1700. La vitesse du régime maxima ne doit être utilisée qu'a la montée, dans aucun cas elle ne doit être dépasseé. En vol horizontal on ne doit pas dépasser la vitesse du régime normal afin de diminuer les chances de pannes. Danger de rupture: 1750.« Durchgeführte Untersuchungen ergaben indessen, daß das Triebwerk des Motors ohne Schädigung auch erheblich höhere Drehzahlen als 1750 verträgt. Auffallend ist, daß der Abfall der Leistung erst bei sehr hohen Drehzahlen (etwa $n = 2600$) eintritt. Der Motor wird durch diese Eigenschaft sowie durch seine außerordentlich leichten Triebwerksgewichte zur Verwendung als Schnelläufer sehr gut geeignet. Das Gewicht des Motors beträgt im betriebsfähigen Zustand komplett, jedoch ohne Propeller und Nabe, ohne Öl im Gehäuse, Kühler und ohne Wasser in den Kühlmänteln ca. 181 kg. Mithin würde z. B. das Konstruktionsgewicht bezogen auf eine Leistung von 160 PS etwa 1,3 kg pro PS betragen. Das Kompressionsverhältnis $\frac{V^c + V^h}{V_c}$ beträgt 4,65. Die Literleistung ist = 13,5 PS. Der Benzinverbrauch stellt sich bei einer Leistung von 160 PS auf ca. 0,255 kg pro PS/SStd bei Verwendung eines normalen Benzines vom Spez.-Gew. 0,745. Der mittlere Arbeitsdruck beträgt unter Zugrundelegung obiger Drehzahlen und Leistung ungefähr 7,2 kg/qcm.

III. Beschreibung der Einzelteile und Anordnungen.

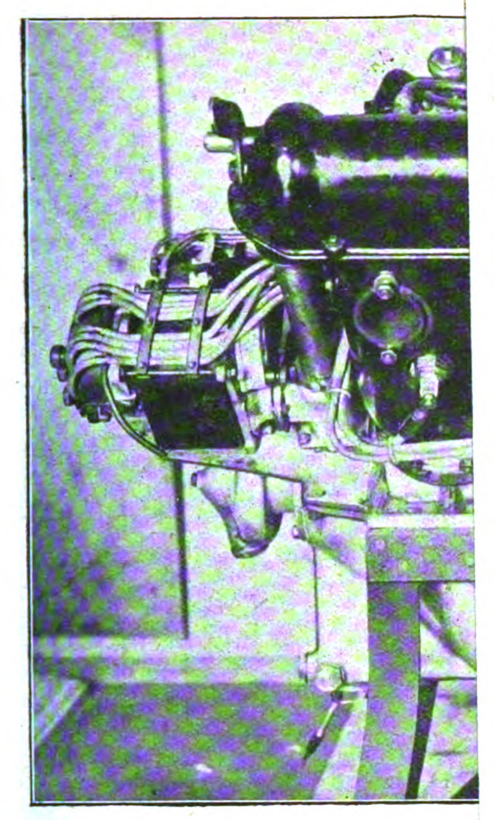
Zylinder (Fig. 4). Je 4 Zylinder sind in einen Aluminiumkühlblock hineingeschraubt. Da der Block in sich eine große Festigkeit besitzt, sind die einzelnen Zylinder bis auf eine ganz geringe Wandstärke von ca. 2 mm abgedreht. Als Zylindermaterial wurde ein hochwertiger Konstruktionsstahl von 62 kg/qmm Zerreißfestigkeit bei 23% Dehnung verwendet. Die Zylinder sind in den Aliminiumblocks vermittelst eines feingängigen Gewindes (63 Gang auf 95 mm Länge) verschraubt. Zur Befestigung der 2 Zündkerzen in jedem Zylinder dienen kurze in den Aluminiumblock geschraubte gegen die Zylinderwandung durch aufgepreßte Kupferhülsen abgedichtete Gewindestücke. Die Gewindestücke kommen an keinem Punkte in Berührung mit dem Kühlwasser, so daß ein Lecken oder gar Eintreten von Kühlwasser in das Zylinderinnere bei etwaigem Undichtwerden unmöglich ist. Zur Kontrolle etwaiger Kernverschiebungen der Kühlwasserhohlräume und dadurch bedingter ungleicher Wandstärken des Aluminiumgusses ist der äußere Kühlmantel an mehreren Stellen durchbohrt und die Durchbohrungen alsdann durch mit Gewinde versehene Aluminiumstöpsel wieder zugeschraubt. (Siehe Tafel VIII im nächsten Heft).

Das Aluminiummaterial der Zylinderblocks erweist sich als eine Al-Cu-Legierung von einem 7,61% Cu Zusatz und 0,07% Si. Die bei der Analyse festgestellten variierenden Mengen Silizium können noch als Verunreinigungen angesehen werden. Zur Herstellung der bei dem Hispano-Suiza-Motor verwendeter Aluminiumlegierungen diente ein technisch sehr reines Aluminium. Die Zerreißfestigkeit der Aluminium-



Druckfehlerberichtigung.

»Auf Seite 130 Spalte 2 in der achten Zeile von oben lies: »Leistungskurve Fig. 6 auf Tafel IV« statt Fig. 2. In der neunzehnten Zeile von unten der gleichen Spalte lies: »Tafel IX« statt VIII. Die Ziffernbezeichnungen auf den Tafeln IVa und V beziehen sich auf die Nummern der Stückliste, die in der Fortsetzung veröffentlicht wird.«



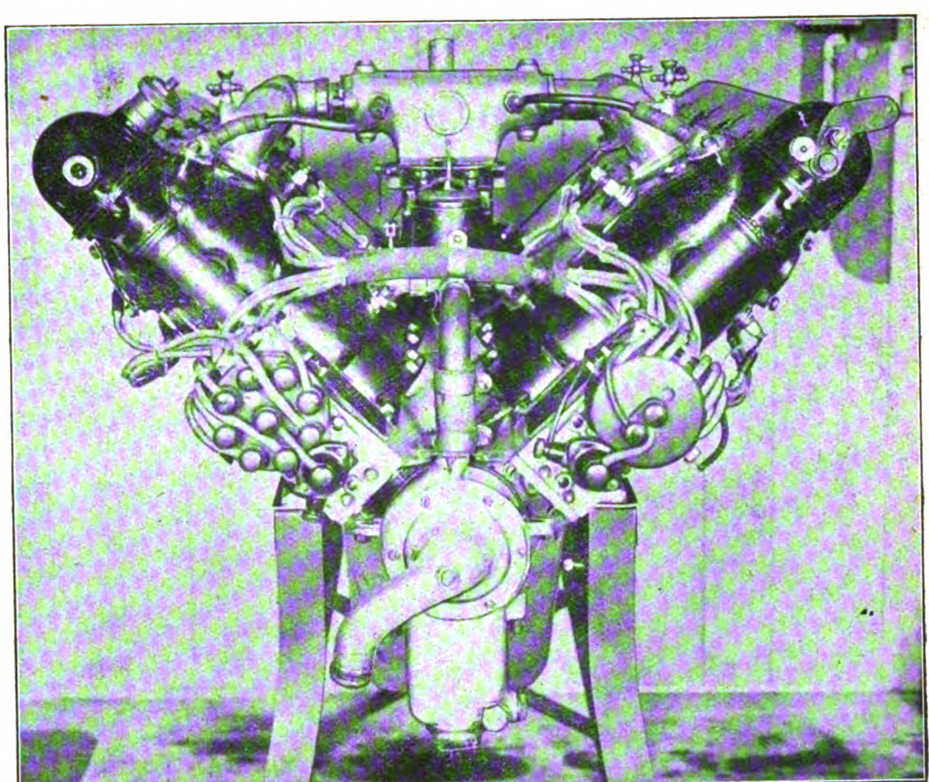
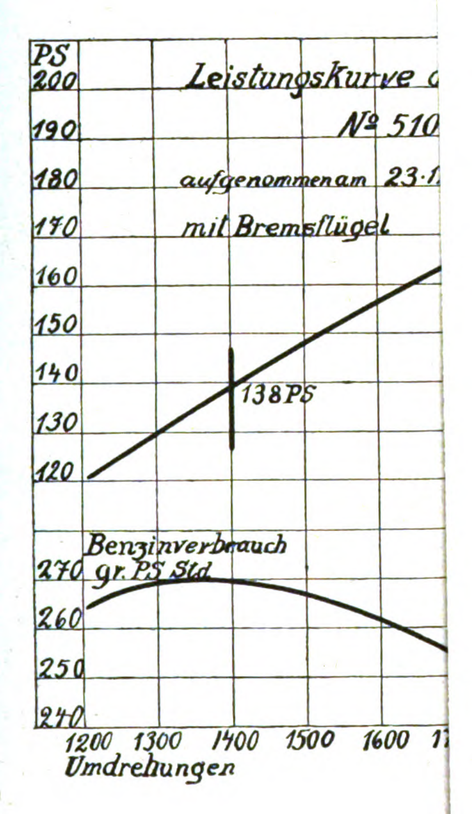


Fig. 3. Ansicht von hinten (Zündmagnet).



Der

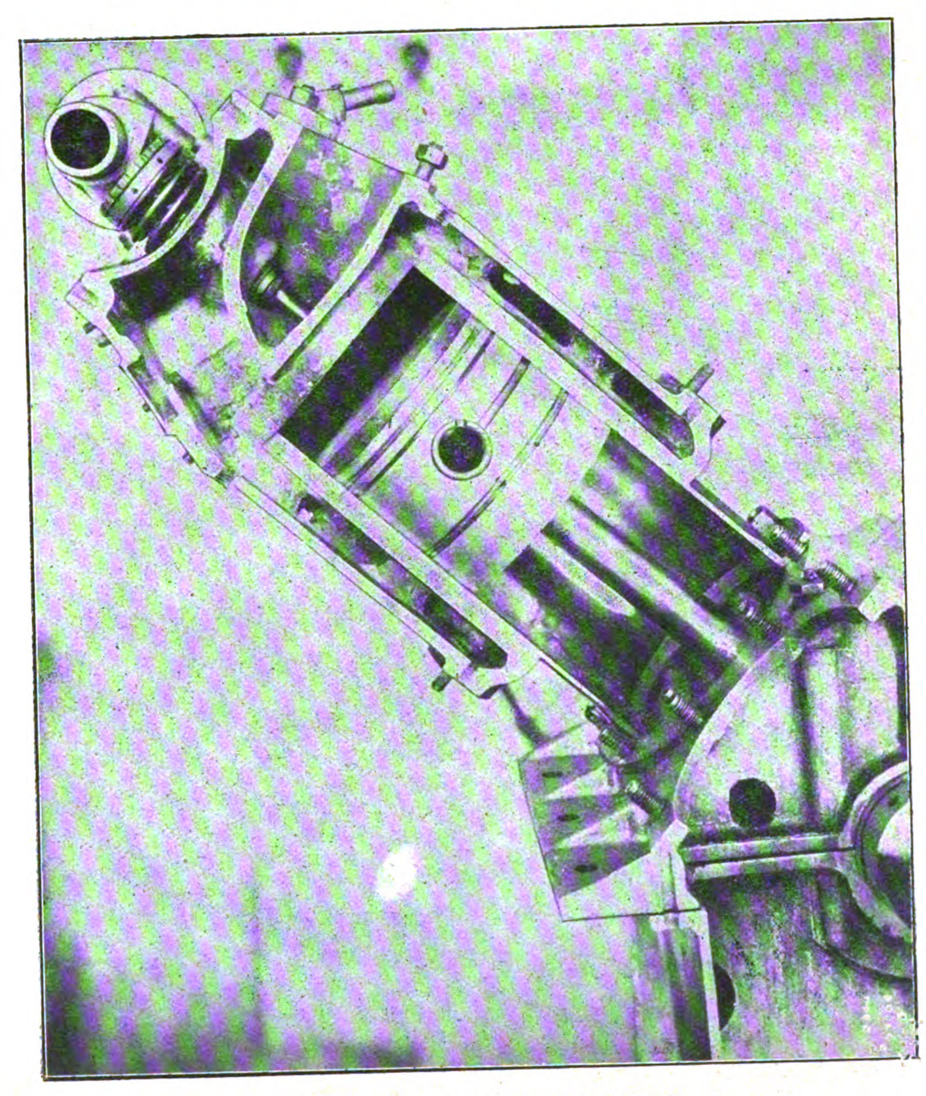
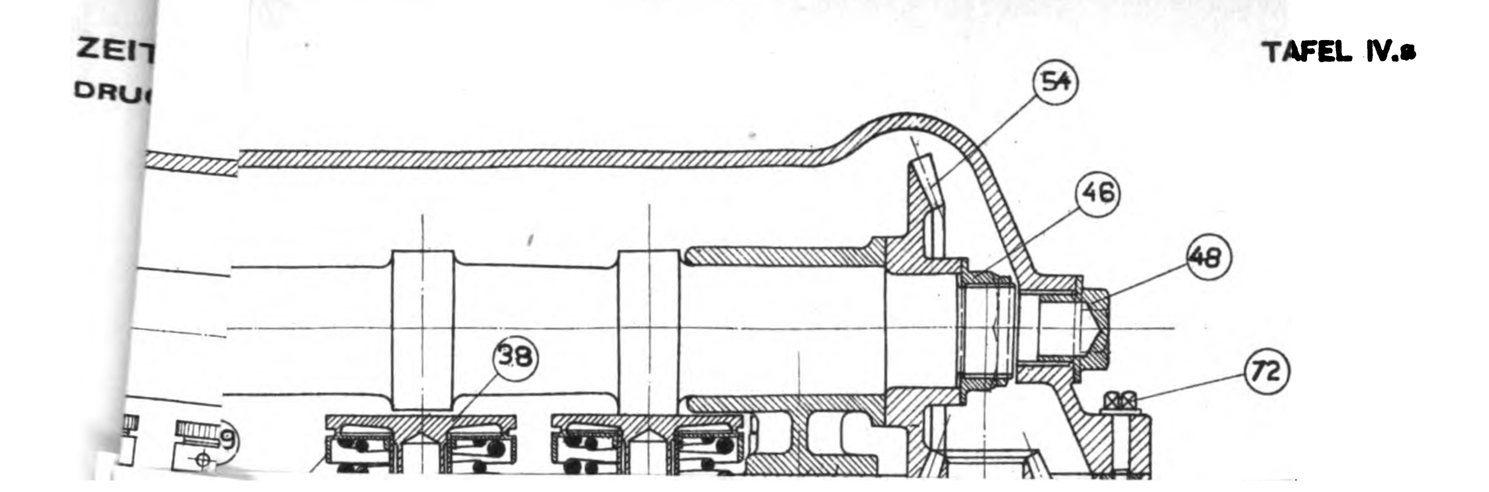


Fig. 4. Durchschnittener Zylinder.

Druck von R. Oldenbourg, München.


ZEIT
DRU
TAFEL IV.a
54
46
48
72
38

TAFEL V.

TAFEL V.

TAFEL VI.

H ZYLINDER
ANTRIEB

1164

ZEIT
DRUC

miniumgusses sind sorgfältig abgedreht und zur Erreichung eines guten Wärmeüberganges vom Zylinder zum Aluminium des Blockes fest aufeinandergepreßt. Die konischen Ventilsitze sind aus dem Zylinderdeckel herausgedreht.

(Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

37f, 8. B. 79988. Flugzeugschuppen aus Strebeböcken und an diesen und dem Torträger befestigten Dachbindern. Ballonhallenbau (Arthur Müller) Ges. m. b. H., Berlin Johannisthal. A. 14. 8. 15. E. 19. 9. 17.

42c, 42. Sch. 49688. Dynamische Auswuchtmaschine. Carl Schenk, Eisengießerei u. Maschinenfabrik, Darmstadt, Ges. m. b. H., Darmstadt, und Dr.-Ing. Hans Heymann, Darmstadt, Kiesstr. 127. A. 3. 3. 16. E. 2. 9. 17.

46c, 5. R. 43379. Pleuelstangenanordnung aus drei Pleuelstangen für Mehrzylinder-Verbrennungskraftmaschinen. Hugo Reik, Wien; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. 24. 6. 16. Österreich A. 17. 6. 16. E. 11. 9. 17.

46c, 4. D. 31302. Explosionsmotor mit Stahlzylinder und Stahlkühlmantel. Daimler Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. A. 19. 1. 14. E. 16. 10. 17.

46c, 4. D. 31303. Explosionsmotor mit Steuerung durch innenliegende Rohrschieber. Daimler Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. A. 19. 1. 14. E. 16. 10. 17.

46b, 11. D. 31572. Stellzeug zur Regelung eines aus mehreren Einzelmotoren bzw. Motorgruppen bestehenden Antriebes. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. A 9. 2. 15.

46b. 19. S. 42872. Einrichtung zum Ändern der Leistung von Umlaufmotoren. Siemens & Halske, Akt.-Ges. Siemensstadt b. Berlin. A 29. 7. 14. E 21. 10. 17.

46c, 4. B. 80632. Zylinderbefestigung an Rotationsmotoren mittels Gewinde. Wilhelm Bonsel, Melchendorferstr. 13, und Walter Stephani, Sedanstr. 3, Erfurt. A 2. 12. 15. E 20. 10. 17.

46b, 2. G. 41932. Ringschiebersteuerung für Explosionskraftmaschinen mit kreisenden Zylindern. Fritz Gockerell, Klemensstr. 4, u. Michael Lochner, Germaniastr. 4, München. A 16. 6. 14. E 20. 10. 17.

77h, 5. M. 54450. Flugzeug mit am Hinterrande der Tragfläche angeordneten, quer zur Längsachse von außen nach innen geneigten Teilflächen. Othmar Marxer, Attenhausen, Post Krumbach. A. 2. 12. 13. E. 23. 9. 17.

77h, 4. D. 29015. In Einzelzellen unterteilter Prallschifftragkörper mit Außenballonett. Dipl.-Ing. Albert Simon, Werden a. Ruhr. A. 5. 6. 13. E. 16. 10. 17.

77h, 6. F. 40394. Splittersicherer Propeller. Kurt Fliegel, Rehbrücke, Kr. Zauch-Belzig. A 24. 11. 17. E 27. 10. 17.

77h, 6. R. 43760. Federnde Propellernarbe. Albert Rupp, Berlin-Karlshorst. A 4. 10. 16. E 20. 10. 17.

Patenterteilungen.

42c, 32. 300518. Kompaß für Luftfahrzeuge. Otto Schnetzer, Donaueschingen. 31. 1. 14. Sch. 46027.

42c, 39. 300484. Vorrichtung zur Ortsbestimmung bei Luftfahrzeugen. Johannes H. Kruse, Hamburg, Bei den Mühren 91. 6. 1. 14. K. 57427.

42c, 6. 300826. Neigungsmesser, bestehend aus drei mit Flüssigkeiten von verschiedenem spezifischen Gewicht gefüllten kommunizierenden Röhren. Philipp von Klitzing, Hamburg, Alsterdamm 17. 27. 4. 15. K. 60656.

46c, 5. 300834. Kolbenringdichtung für Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern. Hans James Schwade, Erfurt, Bismarckstr. 24. 30. 11. 15. Sch. 49322.

46c, 26. 300469. Vorrichtung zur Verminderung der Kompression bei Explosionskraftmaschinen. Karl Rapp, München, Theresienstr. 23. 5. 16. R. 43238.

46c, 8. 300510. Elektrischer Vorwärmer für Vergaser. Hermann Brand, Berlin-Halensee, Westfälischestr. 63. 16. 10. 15. B. 80326.

46c, 14. 300520. Hochspannungsspule für magnet-elektrische Zündapparate. Aktiengesellschaft Brown, Boveri & Cie., Baden, Schweiz; Vertr.: Robert Boveri, Mannheim-Käferthal. 20. 7. 16. A. 28329.

46c. 664221. Kühler für Explosionsmotoren. Max Hirschfelder, Berlin-Weißensee, Generalstr. 5. 7. 5. 17. H. 73552.

46c. 664297. Zündkerze für Explosionsmotoren. Ernst Eisemann & Co. G. m. b. H., Stuttgart. 30. 9. 15. E. 22073.

46c. 664298. Auspuffdämpfer für Explosionsmotoren. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Bitterfeld. 14. 10. 15. 37124.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Dynamische Meteorologie, von Felix M. Exner. Leipzig 1917. B. G. Teubner. 8°. 308 S. mit 68 Figuren. Preis geb. M. 16,50.

Das Werk ist Julius von Hann gewidmet und bildet eine wertvolle Ergänzung zu dem grundlegenden Lehrbuche Hanns, das die meteorologischen Beobachtungstatsachen enthält. Auf dem Boden dieser Tatsachen und der allgemeinen physikalischen Gesetze stellt sich der Verfasser zur Aufgabe, festzulegen, was an den beobachteten Erscheinungen auf bekannte vorausgegangene Ereignisse zurückgeführt werden kann.

Den Hauptinhalt des Buches bildet die Lehre von den Luftbewegungen, aber auch die Wärmelehre, die Lehre von der Strahlung und andere Teile der Meteorologie werden behandelt, zumal da ohne sie die Luftbewegungen nicht zu erklären sind. Insbesondere ist es erfreulich, daß sich neben den eigenen Arbeiten des Verfassers auch die übrigen neueren und bisher z. T. nur wenig beachteten theoretischen Leistungen auf dem fraglichen Gebiete in dem Werke verarbeitet finden, so namentlich die von Margules. Die von Bjerknes eingeführten »dynamischen Meter« und »Millibar« werden nur gelegentlich vom Verfasser benutzt, im ganzen verwendet er vielmehr die allgemein gebräuchlichen Einheiten. Während in den Bjerknesschen Arbeiten das Hauptgewicht auf die Bewegungskräfte in der Horizontalebene gelegt wird, behandelt der Verfasser vorwiegend die Rolle der Temperatur und ihrer Verteilung in der Atmosphäre in ihrem Einflusse auf die Luftströmungen der verschiedenen Schichten. Wer, im Besitze einiger mathematischer Kenntnisse, die atmosphärischen Bewegungen und Kräfte in ihren hauptsächlichsten Einzelerscheinungen oder in ihrem allgemeinen Kreislaufe studieren will, wird mit Erfolg zu dem Werke greifen. Tetens.

Die hydrodynamischen Grundlagen des Fluges. Von Dr. Richard Grammel, Privatdozenten für Mechanik an der Technischen Hochschule Danzig. Sammlung Vieweg, Tagesfragen aus den Gebieten der Naturwissenschaften und der Technik, Heft 39/40 (Doppelheft), Braunschweig 1917. Friedr. Vieweg und Sohn, 8°, V und 136 Seiten mit 83 Figuren. Preis geheftet M. 5,60.

In der Strömungslehre wird, soweit es sich um Vorgänge an Luftfahrzeugen handelt, die Zusammendrückbarkeit der Luft vernachlässigt, die Luft also — mit einem Fehler von etwa 1 vH — als Flüssigkeit behandelt. Das rechtfertigt den auf den ersten Blick befremdenden Titel: »Die hydrodynamischen Grundlagen des Fluges.« Ein großer Teil des Buches ist eigentlich mehr den mathematischen Grundlagen der Hydrodynamik gewidmet, wie das Werk überhaupt manchen interessierten Leser durch das allzu mathematische Gewand abschrecken wird. Aber die Schwierigkeiten sind durch die klare, knappe Art der Darstellung, durch die zahlreichen Rückverweisungen und vor allem durch die sorgfältige Bearbeitung (in dem ganzen Buch einschließlich der mehr als 100 Formeln fand ich verhältnismäßig sehr wenige Druck- und Rechenfehler!) wesentlich gemildert, und so lohnt sich die Mühe reichlich, sich durch die Formeln hindurchzuarbeiten. Denn der Verfasser, der sich durch zahlreiche Arbeiten auf dem Gebiete der Flugmechanik einen Namen gemacht hat, versteht es vortrefflich, die Theorie der Strömungserscheinungen an Flügeln und Flossen »nach ihrem heutigen Stande zusammenfassend darzustellen«.

Der erste Abschnitt ist der Erklärung des dynamischen Auftriebes gewidmet. Bei der Ableitung einer Formel für die Auftriebsdichte kommt man zu dem Begriff der Zirkulation und ihres Schwerpunkts. Die Blasiusschen Gleichungen für die Kräfte an beliebigen Konturen führen zur eingehenden Erörterung der ebenen Strömung, speziell der wirbelfreien. Die Flüssigkeitsbewegung um ein Gitter gestattet schon hier eine Anwendung auf die Theorie der Luftschraube.

Der zweite Teil handelt von der Strömung um ebene und gewölbte, unendlich dünne und mit vorn abgerundeten Konturen umkleidete Flügel, die durch konforme Abbildung aus der Strömung um einen Kreiszylinder gewonnen wird. Besonders wichtig für die Praxis ist die gegenseitige Beeinflussung zweier oder mehrerer Tragdecken, die sich hinter oder über einander befinden. Auch hier führt die Betrachtung einer unendlichen Flügelzahl wieder zur Luftschraube.

Bisher war stets von ebenen Strömungen die Rede. Der letzte Abschnitt aber bringt nach einer kurzen Betrachtung der Wirbelablösung an der Hinterkante eingehende Berechnungen über das »System der begleitenden Wirbel« also über den Einfluß des Randes bei endlicher Länge des Flügels. Dieser Einfluß, der sich durch die Wirkung zweier Wirbelzöpfe ersetzen läßt, schädigt den Auftrieb des betrachteten Flügels selbst sowie den benachbarter Flügel oder Flossen. Eine (nach Erfahrungen des Referenten

auch praktisch gut anwendbare) Berechnung dieses Einflusses von Prandtl wird hier zum ersten Male veröffentlicht.

Diese Inhaltsangabe macht jede weitere Empfehlung überflüssig. Everling.

Leitfaden für Flugschüler. Von Ing. C. Kreuter. 2. Auflage. Preis geb. M. 1,50. Verlag von M. Krayn, Verlagsbuchhandlung für Technologie, Berlin W. 10, Genthinerstr. 39.

Gesetz über den Vaterländischen Hilfsdienst vom 5. Dezember 1916 nebst allen Ausführungsbestimmungen, Erlassen der Ministerien und anderer Behörden. Unter Benutzung der Amtl. Mitteilungen des Kriegsamts für den praktischen Gebrauch ausführlich erläutert von Rechtsanwalt Max Herrmann, stellvertretendem Vorsitzenden des Versicherungsamts der Stadt Berlin. Mit zahlreichen Mustern von Verträgen, ausführl. Sachregister u. dgl. 248 Seiten. Preis geb. M. 4. (Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Rechtswissenschaft, Berlin C. 2.)

Flinz und Flügge. Eine Aviatiade in 8 Nummern von Roland Betsch verfaßt und von Georg Schütz bebildert. Preis gebunden M. 1,50. Verlag Bergstadtverlag, Wilh. Gottl. Korn in Breslau und Leipzig.

Ein heiteres Buch in ernster Zeit. Licht und Schatten des Fliegerlebens werden in humoristischer Weise geschildert, aber trotzdem in treffender Übereinstimmung mit der Wirklichkeit dem Leser vorgeführt. Wer einen Blick hinter die Kulissen einer Fliegerschule werfen und dabei Erheiterung genießen will, dem kann dieses von fachmännischer Seite geschriebene und mit ergötzlichen Zeichnungen geschmückte Buch ans Herz gelegt werden. Das Buch erinnert an Busch, ganz so gut wie Meister Busch können es die Verfasser aber noch nicht.

Normenlehre. Grundlagen, Reform und Organisation der Maß- und Normensysteme, dargestellt für Wissenschaft, Unterricht und Wirtschaft von W. Porstmann. Leipzig 1917. Schulwissenschaftlicher Verlag A. Haase, Gr. 8°, VIII und 256 Seiten mit 28 Abb. Geheftet M. 6, einfach gebunden M. 7.

Der Krieg hat auf allen Gebieten einen großen Mangel an Arbeitskräften im Gefolge gehabt, dem wir durch vermehrte und verbesserte Organisation begegnen müssen. Auch im Meßwesen muß jede überflüssige Arbeit gespart werden; das geschieht am besten durch strenge Systematik der einzelnen Maßsysteme in sich und untereinander. Aus der Normierungskunst muß eine Normierungswissenschaft hervorgehen. Sie zu entwickeln, ist der Zweck des vorliegenden Buches. Es behandelt mit großer Klarheit und scharfer Kritik, aber vielfach übermäßig breit und mit zahlreichen Wiederholungen, die energetischen Normen (im Gegensatz zu den biologischen), von Maß und Gewicht, von Münzen und Mengen, ferner die Winkel- und Zeitmessung, die Erdgradeinteilung und die Formatreform. Dabei setzt sich der Verfasser mit den Schwächen der bisherigen Systeme auseinander und macht zum Teil recht brauchbare Verbesserungsvorschläge; z. B. will er den Winkel von 360° oder 2π (= 1 »Dopi«) nach dem Dezimalsystem unterteilen, ebenso den Tag nicht in 24 Stunden zu je 60 Min. zu je 60 Sek., sondern in 10 Dezitage oder 100 Zentitage oder 1000 Millitage. Eine Anzahl anderer Vorschläge weicht weniger stark von dem Gewohnten ab und dürfte sich leichter einführen lassen. Besonders interessant ist die Feststellung, daß unser Maßsystem tatsächlich nicht nach dezimalen, sondern nach millesimalen Stufen fortschreitet. Diesem »Dreistellen-Prinzip« widerspricht freilich der Pfennig und vor allem das Zentimeter, das in der Physik doch gerade die Grundlage des sog. »absoluten« Maßsystems bildet und im täglichen Leben wie von einzelnen Zweigen der Technik bevorzugt wird. Auch sonst werden sich der Einführung der sehr beachtenswerten Neuerungen manche praktischen Bedenken entgegenstellen. Besonders sollte da, wo man sich gerade mit einigem Erfolg bemüht, eine Vereinfachung durchzuführen, wie bei den Ostwaldschen Weltformaten, nicht aus rein theoretischen wenn auch an sich vielleicht berechtigten Gründen wieder etwas anderes (allerdings grundsätzlich Ähnliches) vorgeschlagen werden.

Auffällig ist, daß der Verfasser die Bestrebungen und die Vorschläge des »Ausschusses für Einheiten und Formelgrößen«, die doch ebenfalls auf weitgehende Normierungen abzielen, mit keinem Wort erwähnt, ja sie anscheinend nicht einmal kennt, wie aus den von ihm verwendeten Maßbezeichnungen hervorgeht.

Trotz dieser Mängel ist das Werk als ein erster Versuch zu begrüßen und als Quelle vieler nützlicher Anregungen und wertvoller Erkenntnisse auf dem für die Ökonomie unseres ganzen Kulturlebens so wichtigen Gebiete der Normierung wärmstens zu empfehlen.

Everling.

Technischer Literaturkalender. Anfang 1918 soll im Verlage R. Oldenbourg, München und Berlin, ein Kalender erscheinen, der die technisch-literarische Produktion lebender Schriftsteller des deutschen Sprachgebietes nachweisen soll, nachdem Kürschners bekannter Deutscher Literatur-Kalender die Technik so gut wie gar nicht berücksichtigt.

Der Rahmen ist so abgesteckt, daß alles, was gemeinhin unter Technik verstanden wird, Berücksichtigung finden soll; darüber hinaus nur die allernächsten Grenzgebiete, soweit sie für die literarische Praxis technischer Kreise Bedeutung haben. Also etwa der Kreis, den unsere Technischen Hochschulen mit Ausnahme der allgemein-bildenden Fächer umschreiben.

Die Aufnahmen sollen sich in erster Linie auf die eigenen Angaben der Autoren gründen.

Es sollen nicht nur diejenigen Schriftsteller in Betracht kommen, die selbständige Schriften veröffentlicht haben, sondern auch solche, die nur in Zeitschriften literarisch tätig sind; zwar nicht unter Aufzählung der von ihnen verfaßten Aufsätze, aber unter Angabe des Fachgebiets, auf dem sie sich literarisch betätigen. Es wird dann möglich sein, die auf demselben Gebiet tätigen Autoren zusammenzustellen.

Da möglichste Vollständigkeit im Interesse aller Beteiligten liegt, werden die Verfasser und Herausgeber technischer Werke, Zeitschriften und Zeitschriftenbeiträge deutscher Sprache um Zusendung ihrer Adresse an die Schriftleitung (Dr. Otto, Berlin W 57, Bülowstr. 74) gebeten, damit ihnen der Fragebogen zugesandt wird.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrthaus. — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 7732.

1. Am 1. Juli ds. Js. verloren wir durch den Tod auf dem Felde der Ehre den Leutnant und Führer einer schweren Minenwerf-Abteilung Oberlehrer Dr. Arnold Leick, Berlin. Im Jahre 1915 als Kriegsfreiwilliger bei einem Garderegiment zu Fuß eingetreten, wurde er 1916 zum Leutnant befördert und bei den Kämpfen in Wolhynien mit dem Eisernen Kreuz 2. Klasse ausgezeichnet. Nach der Westfront mit seiner Abteilung versetzt, erlitt er den Heldentod in der Nähe von Ypern. Wie bei allen denen, die ihr Leben für das Vaterland ließen, wird sein Gedenken besonders treu gepflegt werden, sein Name auch in unserer Gesellschaft unvergessen bleiben.

1. Auszeichnung und Beförderung:

Mit dem höchsten preußischen Orden, dem Pour le Mérite, wurde unser Mitglied der Geheime Rat, Dr. W. Nernst, Professor der physikalischen Chemie an der Universität in Berlin, ausgezeichnet, in Anerkenntnis seiner hervorragenden Verdienste auf kriegsphysikalischem Gebiet.

Unser Vorstandsmitglied und Obmann des Motorenausschusses, Professor Fr. Romberg, Chef-Ingenieur des Kriegsamts, Waffen- und Munitions-Beschaffungsamt, Berlin, ist zum Geheimen Regierungsrat ernannt worden.

3. Personalnotiz:

Betriebsingenieur Waldemar Heinrich, Lehrer für Aerodynamik und Flugzeugbau bei der Fea. Graudenz, ist in gleicher Eigenschaft zu einer Flugzeugmeisterei, Zweigstelle Liegnitz, versetzt.

4. Neuaufnahme:

Laut § 5 unserer Satzungen wurde in die Gesellschaft als ordentliches Mitglied aufgenommen:

Dipl.-Ingenieur K. Aug. Schreiber, Bev. Ingenieur der Flugzeugmeisterei, Bauaufsicht S. S. W. Siemensstadt-Berlin.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. | 29. September 1917. | Heft 17 u. 18.

Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt
Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor an der Universität Göttingen — Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. 29. September 1917. Heft 17 und 18.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Beiträge zur Berechnung von Tragflächenholmen.

Von A. Pröll, Hannover.

I.

Die Frage nach der zusammengesetzten Druck- und Biegungsfestigkeit von Fachwerkstäben hat besonders durch die Notwendigkeit, hochbeanspruchte Holme für Flugzeugtragflächen zu verwenden, praktische Bedeutung gewonnen. Es handelt sich dabei insbesondere darum, möglichst alle Vorteile auszunutzen, um bei genügender Sicherheit auch sehr leichte Konstruktionen zu bekommen.

Ein bisher noch wenig ausgenutzter Vorteil liegt nun zweifellos in der Querbelastung eines durch mehrere Felder durchgehenden Holmes, wodurch entlastende Momente an den Knoten und in den Feldern auftreten. Diese können dann unter Umständen eine Erhöhung der Knickfestigkeit dadurch zur Folge haben, daß nicht die unterste (Eulersche) Knicklast $P_K = \pi^2 \frac{EJ}{l^2}$ als gefährlich in Frage kommt, sondern eine höhere, was also auf eine Verringerung der Knickungslänge hinauslaufen würde.

Über diese Verhältnisse, welche H. Reißner in einer nicht veröffentlichten Arbeit eingehenden qualitativen Erörterungen unterworfen hat, herrschen jedenfalls noch nicht genügend geklärte Anschauungen. In der Praxis findet man sogar vielfach eine recht radikale, wenn auch nicht immer richtig begründete Rechnungsweise: es wird in solchen Fällen gelegentlich die Formel $P_K = \beta\, \pi^2 \frac{EJ}{l^2}$ benutzt und dabei β nach Gutdünken zwischen 1 und 2 gewählt, »je nach der mehr oder minder wirksamen Entlastung« durch die Knotenmomente.

Wie Reißner gezeigt hat, wird eine endgültige Lösung dieser Frage nur auf Grund von Betrachtungen der genauen Biegungslinie des geknickten Stabes möglich sein, bei der also der exakte Ausdruck für den Krümmungsradius an Stelle des üblichen $\frac{1}{\varrho} = \left(\frac{d^2 y}{d x^2}\right)$ eingeführt werden muß. Die mathematischen Schwierigkeiten dieser Untersuchung sind sehr erheblich, wie schon aus der sehr ausführlichen Durcharbeitung des einfachsten Knickungsproblemes in einem Buche von Saalschütz[1]) hervorgeht.

Wieviel auf solche Weise zu erreichen ist, soll an einer späteren Stelle gezeigt werden. Hier mögen aber ohne großen Aufwand an Rechnung einige praktische Folgerungen auf Grund einfacher Rechnungsgrundlagen gezogen werden.

Es handelt sich in der Praxis fast in allen Fällen und insbesondere bei der Bemessung der Flügelholme darum,

[1]) Saalschütz, Der belastete Stab. Vgl. auch Born. Stabilität der elastischen Linie (Dissert. Göttingen 1906).

die größten auftretenden Spannungen in den Querschnitten und zu diesem Zweck also zunächst sowohl die Knoten- als auch die größten Feldmomente zu bestimmen. Diese Aufgabe wird jetzt im wesentlichen durch zwei Formelsysteme geleistet, von denen das einfachere von Vianello[1]) herrührt, während das genauere Müller-Breslau[2]) zu verdanken ist.

Ist q die Belastung (kg/cm) des Stabes (Holmes), $M_{x\,max} = \frac{q l^2}{8}$ das größte Moment in der Mitte seiner freien Knicklänge l, nennt man ferner P_K die Eulersche Knicklast, welche sich nach der Formel

$$P_K = \frac{\pi^2 E J}{l^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

berechnet (E Elastizitätsmodul, J Querschnittsträgheitsmoment), so ist nach Vianellos erster Formel die größte Durchbiegung eines nur durch diese gleichförmige Querbelastung und eine zentrische Druckkraft P belasteten Stabes

$$f = \frac{M_{x\,max}}{P_K - P} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

und das wirklich in Berechnung zu ziehende Biegungsmoment am gefährdeten Querschnitt (Mitte des Stabes)

$$M_K = \frac{M_{x\,max}\, P_K}{P_K - P} = \frac{M_{x\,max}\, \mathfrak{S}}{\mathfrak{S} - 1} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Hierin bedeutet

$$\mathfrak{S} = \frac{P_K}{P} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

die sog. Knicksicherheit des Stabes.

Müller-Breslau leitet dagegen die allgemeinen Clapeyronschen Gleichungen für einen über mehrere Stützen gehenden biegungssteifen Stab ab und bestimmt insbesondere die Größe der Knoten- und Feldmomente auf Grund der Differentialgleichung für die elastische Linie eines quer und längs beanspruchten Stabes auf zwei Stützen A und B, an denen noch bekannte Einspannungsmomente M_A und M_B wirken (Fig. 1).

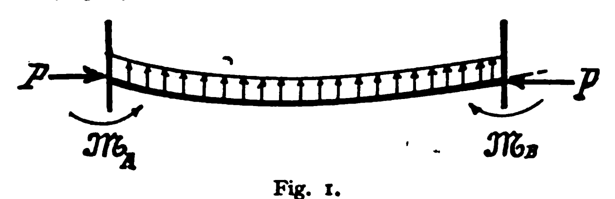


Fig. 1.

Die Müller-Breslauschen Formeln eignen sich sehr gut zur Berechnung der eingangs erwähnten Spannungen, sie erlauben aber nicht ohne weiteres Schlüsse zu ziehen auf eine etwaige Vergrößerung der kritischen Knicklast.

Eine solche Untersuchung ist aber mit Hilfe einer Erweiterung der Vianelloschen Formeln leicht durchführbar. Zu diesem Zwecke vereinfachen wir zunächst das Problem der Fig. 1 und knüpfen dabei an einem speziellen, aber im Flugzeugbau bei sog. »einstieligen« Tragflächen oft vorkommenden Fall an (Fig. 2).

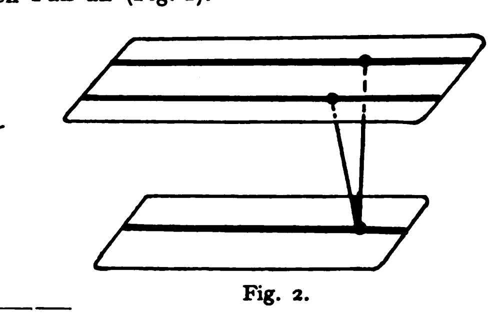


Fig. 2.

[1]) Vianello, Der Eisenbau. Deutsch von Stumpf. Seite 40 (ohne Beweis). Die einfachste Ableitung der Formel (2) findet sich in einem kurzen Aufsatz von Prof. Kayser, Zentralblatt d. Bauverw. 1910, S. 304. — [2]) Müller-Breslau, Graph. Statik der Baukonstruktionen, Bd. II, S. 286.

Der Holm ist als zweimal gelenkig gelagerter Balken mit überhängendem Kragarm anzusehen. Er wird auf Biegung durch die Rippen-(Flächen-)belastung beansprucht und ist außerdem einer mehr oder weniger großen Axialkraft (Zug oder Druck) unterworfen, die vom statischen Aufbau herrührt und die bei Druck meist als gefährliche Knickbelastung aufzutreten pflegt.

Wir betrachten im folgenden nur diese letztere Belastungsart, die für den Holm durch Fig. 3 näher gekennzeichnet ist.

Es handelt sich nun darum, für die vorgeschriebene Höchstbelastung die zulässig kleinsten Holmabmessungen zu bekommen, wobei offensichtlich das entlastende Moment des Kragarmes einen wichtigen Einfluß ausüben wird.

Wir leiten zu diesem Zweck die Vianellosche Formel für einen passenden Belastungsfall ab, der wiederum durch Fig. 3 dargestellt sein möge: ein entlastendes Moment M_B (herrührend von einem überhängenden Kragarm od. dgl.) wirke bei B.

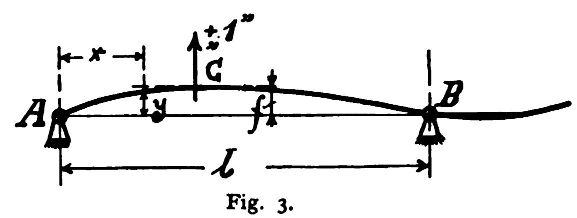


Fig. 3.

Es entsteht das Feldmoment an der Stelle x

$$M_x = P y + \frac{q x}{2}(l - x) - M_B \frac{x}{l} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

Dann können wir die Durchbiegung f an der Stelle der tiefsten Einsenkung aus der Gleichung finden

$$f = \frac{1}{E J}\int_0^l M_x M' \, dx \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

wobei eine Last »1« an der Stelle der tiefsten Einsenkung vertikal wirkend gedacht wird, welche ihrerseits das Moment M' zur Folge hat.

Zur Ermittelung von M_x müssen wir jetzt wegen des Gliedes Py eine Annahme über die Form der Biegungslinie machen. Es genügt dazu die einfachste, wenn sie nur die Durchsenkung f an der richtigen Stelle liefert und im übrigen eine stetige Kurve gibt, denn es läßt sich zeigen, daß die eigentliche Form der Knickungslinie nur von geringem Einfluß auf die Gleichung (6) ist.

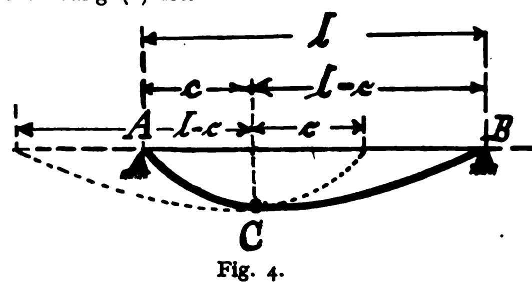


Fig. 4.

Zu diesem Zweck setzen wir die Biegungslinie aus zwei Parabeln (Fig. 4) zusammen, die im tiefsten Punkte C (mit $x = c$, $y = f$) stetig ineinander übergehen. Die erste Parabel hat die Gleichung

$$y_1 = \frac{f x}{c^2}(2 c - x) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)^1)$$

[1]) Von rein theoretischem Standpunkt aus möchte diese Verbindung zweier Parabeln, bei denen im Scheitel ein unstetiger Übergang des Krümmungsmaßes auftritt, Bedenken erregen, und das scheinbar um so mehr, als doch das Biegungsmoment mit dem Krümmungsmaß in so naher Beziehung steht. Es zeigt sich jedoch praktisch, daß tatsächlich die genaue Form der Biegungslinie nur von sehr geringem Einfluß auf die weiterhin hier verwendeten Gleichungen ist [Gl. (5) u. folgende]. Näheres darüber weiter unten. Außerdem wird sich zeigen, daß der tiefste Punkt stets nur wenig aus der Mitte rückt, wobei dann der Unterschied der beiden Parabeln in bezug auf ihre Scheitelkrümmung gering bleibt und praktisch durchaus bedeutungslos wird.

und geht durch $x = 0$, $y = 0$ (Auflager A), ihr Scheitel liegt im tiefsten Punkte. Die zweite dagegen

$$y_2 = \frac{f(l-x)}{(l-c)^2}(x+l-2c) \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (8)$$

hat ebenfalls den Scheitel in C und geht durch das Auflager B ($x = l$, $y = 0$).

Wir erhalten weiter, indem wir die Last »+1« im Punkte C wirkend annehmen für M', in den beiden Feldern die Momente

$$\left.\begin{array}{ll}\text{In } AC & M_1' = \frac{l-c}{l}x \\ \text{In } CB & M_2' = \frac{c}{l}(l-x)\end{array}\right\} \quad . \; . \; . \; . \quad (9)$$

und bekommen jetzt für Gleichung 6

$$f = \frac{l-c}{lEJ}\int_0^c \left(Py_1 + \frac{qx}{2}(l-x) - M_B\frac{x}{l}\right)x\,dx + \\ + \frac{c}{lEJ}\int_c^l \left(Py_2 + \frac{qx(l-x)}{2} - M_B\frac{x}{l}\right)(l-x)\,dx \quad (10)$$

Bei der zwar etwas umständlichen, aber unschwierigen Berechnung der Integrale empfiehlt es sich weiter

$$c = nl \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (11)$$

zu setzen, wobei n stets kleiner als ½ ist, weil der tiefste Punkt c links von der Mitte liegt.

Man erhält schließlich nach längerer Rechnung

$$f\left(EJ - \frac{5}{12}n(1-n)Pl^2\right) = \frac{ql^4}{24}n(1-2n^2+n^3) \\ - \frac{M_B l^2}{6}n(1-n^2). \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (12)$$

Hier können wir auf der linken Seite den Ausdruck

$$P_K = \frac{12}{5n(1-n)}\cdot\frac{EJ}{l^2} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (13)$$

als kritische Knicklast ansprechen und finden dann

$$f = \frac{\frac{ql^2}{10}(1+n-n^2) - \frac{2}{5}M_B(1+n)}{P_K - P} \quad . \; . \quad (14)$$

In dem besonderen Falle $M_B = 0$, $n = ½$ wird

$$f_0 = \frac{\frac{ql^2}{8}}{P_K - P} \quad \text{und} \quad P_{K_0} = \frac{48}{5}\frac{EJ}{l^2} \sim \pi^2\frac{EJ}{l^2}. \quad (15)$$

Dies ist aber die Vianellosche Gleichung für die Durchbiegung und die gewöhnliche Eulersche Knickformel.

Von besonderem Interesse ist die Vergrößerung der Knicklast durch das Moment M_B, wie sie in der Gleichung (13) zum Ausdruck kommt. Da n infolge des Momentes stets kleiner als ½ ist, wird

$$P_K > \frac{48}{5}\frac{EJ}{l^2} = P_{K_0}.$$

Allerdings ist diese Vergrößerung verhältnismäßig sehr gering. Wird z. B. $n = ¼$ (was erst bei einem sehr großen entlastenden Moment eintritt), so wird

$$P_K = 12{,}8\frac{EJ}{l^2} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (16)$$

Es ist also eine wesentliche Erhöhung der Knickungsbelastung durch das entlastende Moment nicht zu erwarten.

Da nun n selten stark von ½ abweichen wird, so setzen wir

$$n = \frac{1}{2} - \varepsilon \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (17)$$

und erhalten aus Gleichung (14)

$$f = \frac{\frac{ql^2}{8} - \frac{3}{5}M_B}{P_K - P} - \varepsilon\frac{\frac{ql^2}{10}\varepsilon - \frac{2}{5}M_B}{P_K - P} \quad . \; . \quad (18)$$

Wenn ε klein ist, kann in erster Annäherung das zweite Glied vernachlässigt werden, und man erhält mit

$$\frac{ql^2}{8} = M_{x\max} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (19)$$

$$f = \frac{M_{x\max} - \frac{3}{5}M_B}{P_K - P} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (20)$$

wodurch der Einfluß des entlastenden Momentes M_B auf die Durchbiegung deutlich zum Ausdruck kommt. (Für Überschlagrechnungen genügend genau.)

Das durch die Knickung wirklich entstehende Biegungsmoment an der tiefsten Stelle ergibt sich jetzt zu

$$M = \frac{P}{P_K - P}\left[M_{x\max} - \frac{3}{5}M_B - 0{,}8\,\varepsilon^2 M_{x\max} + 0{,}4\,\varepsilon M_B\right] \\ + \frac{ql^2}{8} - \frac{\varepsilon^2 ql^2}{2} - \frac{M_B}{2} + M_B\,\varepsilon$$

oder

$$M = \frac{M_{x\max}\cdot\mathfrak{S}}{\mathfrak{S}-1} - \frac{M_B\left(\frac{\mathfrak{S}}{2} + \frac{1}{10}\right)}{\mathfrak{S}-1} - 4\,\varepsilon^2\frac{M_{x\max}(\mathfrak{S}-0{,}8)}{\mathfrak{S}-1} \\ + \varepsilon M_B\frac{(\mathfrak{S}-0{,}6)}{\mathfrak{S}-1} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (21)$$

Das erste Glied stellt die bekannte Vianellosche Formel Gl. (3) für gleichmäßige Belastung eines auch auf Knickung beanspruchten Trägers dar.

Durch das Moment M_B wird eine Verringerung bewirkt, die hauptsächlich im zweiten Gliede zum Ausdruck kommt, da die Glieder mit ε oder gar ε^2 meist daneben vernachlässigt werden können.

Haben wir beispielsweise

$$\mathfrak{S} = 1{,}5$$
$$M_{x\max} = 16000 \text{ kgcm}$$
$$M_B = 10000 \text{ kgcm}$$

so folgt

$$\varepsilon = 0{,}038 \text{ (siehe unten)}$$

$$M_x = 48000 - 17000 - 130 + 680 = 31550 \text{ kgcm}.$$

In den meisten Fällen genügt es wie hier, nur die beiden ersten Glieder in Betracht zu ziehen.

Vergleich mit den Formeln von Müller-Breslau.

Nach diesen ist die Stelle des größten Feldmomentes und dieses selbst gegeben durch die Gleichungen

$$\operatorname{tg}\frac{c}{k} = \frac{\frac{D_2}{\sin\alpha} - D_1\operatorname{cotg}\alpha}{D_1}, \quad M_{\max} = \frac{D_1}{\cos c/k} + qk^2,$$

wobei

$$k^2 = \frac{EJ}{P} = \mathfrak{S}\frac{l^2}{\pi^2} \quad \text{und} \quad \alpha = \frac{l}{k} = \frac{\pi}{\sqrt{\mathfrak{S}}}$$

$$D_1 = -qk^2 \quad D_2 = -qk^2 + M_B.$$

In unserm Beispiel ist

$$q = 1{,}635 \text{ kg/cm} \left(\frac{ql^2}{8} = 16000\right)$$
$$k = 109 \qquad \alpha = 2{,}56$$
$$\operatorname{tg}\frac{c}{k} = 2{,}39 \qquad D_1 = -19550,$$

daher $\qquad c = 128{,}5 \text{ cm} \qquad M_{\max} = 31300 \text{ kgcm}.$

Das größte Moment erweist sich somit in guter Übereinstimmung mit unserer obigen Rechnung, und auch der Ort der tiefsten Einsenkung — sofern er mit der Stelle des größten Momentes gleichgesetzt werden kann — entspricht angenähert unserer Berechnung. Aus c ergibt sich nämlich

$$\varepsilon = \frac{l}{2} - \frac{c}{l} = \frac{11{,}5}{280} = 0{,}041 \text{ (gegenüber 0,038 unserer Berechnung).}$$

Bestimmung von ε.

Wenn auch, wie wir eben an einem ohnehin schon in bezug auf ε groß gewählten Beispiel erkannten, die Errechnung von ε sich in den meisten Fällen erübrigen wird, sei eine solche dennoch hier kurz angegeben.

Wir berechnen aus den Gleichungen (7) und (8) die Tangenten an die elastische Linie in den Auflagerpunkten A und B und erhalten

$$\left.\begin{aligned}\left(\frac{dy_1}{dx}\right)_{x=0} &= \frac{2f}{c} = \frac{2f/l}{\frac{1}{2}-\varepsilon}\\ \left(\frac{dy_2}{dx}\right)_{x=l} &= \frac{2f}{l-c} = \frac{2f/l}{\frac{1}{2}+\varepsilon}\end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (22)$$

Nun vergleichen wir diese Werte mit den Winkeln τ' und τ, die Müller-Breslau[1]) für dieses Beispiel an den Auflagerstellen gibt. Danach ist

$$\left.\begin{aligned}\tau' &= \left(\frac{dy_1}{dx}\right)_{x=0} = \frac{M_B v''}{Pl} - \frac{ql}{P} v'''\\ \tau &= \left(\frac{dy_2}{dx}\right)_{x=l} = \frac{M_B v'}{Pl} - \frac{ql}{P} v'''\end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (23)$$

und man erhält durch Vergleichen und Subtrahieren der entsprechenden Gleichungen

$$\frac{1}{\frac{1}{2}-\varepsilon} - \frac{1}{\frac{1}{2}-\varepsilon} = \frac{2\varepsilon}{\frac{1}{4}-\varepsilon^2} = \frac{1}{2Pf} M_B (v' - v'') \quad (24)$$

Falls ε^2 vernachlässigt werden kann, so folgt

$$\varepsilon = \frac{M_B (v' - v'')}{16\,Pf} \quad \ldots\ldots \quad (25)$$

In dem vorhergehenden Beispiel war $P = 1800$, $P_K = 2700$ kg, $l = 280$ cm, $\alpha^2 = 6{,}55$, $v' = 4{,}87$, $v'' = 3{,}65$. Die Durchbiegung betrug nach der vereinfachten Formel 20 berechnet $\backsim 11{,}1$ cm. Danach ist

$$\varepsilon = 10000 \frac{1{,}22}{16 \cdot 1800 \cdot 11{,}1} = 0{,}038$$

d. h. der tiefste Punkt liegt 10,6 cm links von der Mitte.

Zu der Berechnung von ε sei jedoch ausdrücklich bemerkt, daß dessen genaue Festlegung sehr unsicher ist, und auch die Gleichung (25) soll nicht mehr als nur eine Abschätzung ermöglichen.

Im Gegensatz zur Berechnung von Durchbiegung und Moment ist für die Größe von ε die Form der Biegungslinie von wesentlichem Einfluß. Schon geringe Unregelmäßigkeit in den Auflagerbedingungen oder auch in den Elastizitätseigenschaften des Stabes (auch lokaler Natur) verändern die Winkel τ und τ' und damit ε ziemlich stark.

Auf anderem Wege gelangt man zu einer Abschätzung von ε, indem man den Ort des größten Biegungsmomentes M_{max} aufsucht und diesen mit der Stelle der tiefsten Einsenkung gleichsetzt.

Hierzu setzt man, da es sich um eine vereinfachte Rechnung handelt, in Gleichung (5)

$$y = \frac{4f x (l - x)}{l^2} \quad \ldots\ldots \quad (7a)$$

also

$$M = \left(\frac{4Pf}{l^2} + q/2\right)(lx - x^2) - \frac{M_B x}{l} \quad \ldots \quad (5a)$$

und erhält

$$\frac{dM}{dx} = \left(\frac{4Pf}{l^2} + q/2\right)(l - 2x_0) - \frac{M_B}{l} = 0,$$

woraus

$$x_0 = c = l/2 - \frac{M_B}{2l\left(\frac{4Pf}{l^2} + q/2\right)}$$

und

$$\varepsilon = \frac{1}{2} - \frac{c}{l} = \frac{M_B}{8Pf + ql^2} \quad \ldots \quad (25a)$$

Im Vergleich zu Gleichung (25) gibt diese Formel für geringe Querbelastung größere geschätzte Werte von ε, für große Querbelastung geringere. Wie angestellte Versuche zeigen, kommt dieser letzteren Formel die größere Zuverlässigkeit für die Schätzung zu, weil sie sich nicht auf die sehr empfindlichen Endtangentenwerte stützt.

Scheinbare Vergrößerung der Eulerschen Knicklast.

Für Überschlagrechnungen kann endlich in einfacher Annäherung eine Beziehung abgeleitet werden, wie sie zu Anfang dieses Aufsatzes als von Praktikern viel verwendet bezeichnet wurde. Hierzu formen wir Gleichung (21) um:

$$\begin{aligned}M &= \frac{M_{x\max}\mathfrak{S}}{\mathfrak{S}-1}\left[1 - \frac{M_B}{M_{x\max}}\left(\frac{1}{2} + \frac{1}{10\,\mathfrak{S}}\right)\right]\\ &= \frac{M_{x\max}\mathfrak{S}}{\mathfrak{S}-1}\lambda = \frac{M_{x\max}\mathfrak{S}'}{\mathfrak{S}'-1} \quad \ldots \quad (26)\end{aligned}$$

wobei die ε-Glieder weggelassen wurden und mit

$$\lambda = 1 - \frac{M_B}{M_{x\max}}\left(0{,}5 + \frac{0{,}1}{\mathfrak{S}}\right) < 1 \quad \ldots \quad (27)$$

Das Hinzutreten von λ erniedrigt das Moment M gegenüber der ursprünglichen Vianelloschen Formel und hat die gleiche Wirkung wie ein erhöhter Sicherheitsgrad $\mathfrak{S}'$ gegen Knickung.

Man findet

$$\mathfrak{S}' = \frac{\lambda\mathfrak{S}}{\lambda\mathfrak{S} - \mathfrak{S} + 1} = \mathfrak{S} + \sigma \quad \ldots \quad (28)$$

und

$$\sigma = \mathfrak{S}\frac{(\mathfrak{S}-1)(1-\lambda)}{1 - \mathfrak{S}(1-\lambda)} \quad \ldots\ldots \quad (29)$$

Nun ist nach Gleichung (1) und (4) die Eulersche Knicklast

$$P_K = \frac{\pi^2 EJ}{l^2} = P\mathfrak{S} \quad \ldots\ldots \quad (30)$$

Analog kann man jetzt von einer scheinbar vergrößerten Knicklast sprechen

$$P_K' = \beta\pi^2\frac{EJ}{l^2} = P_K\frac{\mathfrak{S}'}{\mathfrak{S}} \quad \ldots \quad (31)$$

und es ist der Faktor β gegeben durch

$$\begin{aligned}\beta &= \frac{\mathfrak{S}'}{\mathfrak{S}} = 1 + \frac{\sigma}{\mathfrak{S}} = \left(1 + \frac{(\mathfrak{S}-1)(1-\lambda)}{1-\mathfrak{S}(1-\lambda)}\right)\\ &= 1 + \frac{(\mathfrak{S}-1)(0{,}5 + 0{,}1/\mathfrak{S})M_B}{M_{x\max} - M_B(0{,}5 + 0{,}1/\mathfrak{S})} \quad \ldots \quad (32)\end{aligned}$$

Dies ist der Faktor, der in den eingangs erwähnten praktischen Rechnungen die Vergrößerung der Knicklast angibt.

In unserem Beispiel haben wir

$$\mathfrak{S} = 1{,}5 \qquad \lambda = 1 - \frac{10000}{16000}(0{,}5 + 0{,}067) = 0{,}646$$

somit

$$\beta = 1 + \frac{0{,}5 \cdot 0{,}354}{1 - 1{,}5 \cdot 0{,}354} = 1{,}38.$$

---

[1]) Müller-Breslau, Graph. Statik der Baukonstruktion II, 2. Seite 287. In seinen Formeln ist $M_A = 0$ sowie P statt S und l statt s einzusetzen. Die Feldbelastung q ist bei Müller-Breslau durch g bezeichnet. Weiter ist dort

$$v' = 1 - \frac{\alpha}{\operatorname{tg}\alpha}, \quad v'' = \frac{\alpha}{\sin\alpha} - 1.$$

Bei M.-B. wurde die Neigung der Endtangenten an beiden Auflagern nach abwärts positiv angenommen. Daher wurde auch hier in der zweiten Gl. (22) $\left(\frac{dy_2}{dx}\right)_{x=l}$ positiv gemacht. In Gl. (23) ist q im Gegensatz zu M.-B. positiv eingeführt, da das Moment M_B positiv (entlastend) wirkt. Da nun $\frac{ql^2}{8}$ wegfällt, so bleibt dies ohne Belang.

Die scheinbar vergrößerte Knicklast ist dann

$$P_K' = 1{,}38\,\pi^2 \frac{EJ}{l^2}.$$

Zu dieser Art der Berechnung ist zusammenfassend folgendes zu bemerken:

1. Bei Querbelastung eines auf Knickung beanspruchten Stabes kann für Überschlagrechnungen das Moment nach der ursprünglichen Vianelloschen Formel berechnet und dabei etwaigen entlastenden Momenten durch scheinbare Vergrößerung der Eulerschen Knicklast Rechnung getragen werden, die nach Formel (31) und (32) zu berechnen ist.
2. Die scheinbar vergrößerte Knicklast darf nur für die Berechnung der Momente und Spannungen benutzt werden, nicht aber etwa dazu, daß die Druckbelastung bis in die Nähe oder gar über die wirkliche Knicklast gesteigert werde.
3. Die nach Gleichung (13) und (16) eintretende Erhöhung der Knicklast ist im allgemeinen äußerst gering und kann fast in allen Fällen außer Betracht bleiben.[1])

Einfluß der Form der Biegungslinie.

Bei Verwendung von zwei Sinuskurven an Stelle der Parabeln (Fig. 4) erhält man ganz analoge und in den Ergebnissen wenig von den obigen abweichende Formeln, die nachstehend angegeben sind und mit den entsprechenden für die Parabeln verglichen werden können.

$$\left.\begin{aligned} &\text{Sinuskurve I Ast} \quad y_1 = f \sin \frac{\pi x}{2c} \\ &\quad\text{» \quad II Ast} \quad y_2 = f \sin \frac{\pi (l - x)}{2(l - c)} \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (8\text{a})$$

Kritische Knicklast:

$$P_K = \frac{\pi^2}{4\,n\,(1 - n)} \cdot \frac{EJ}{l^2} \quad \ldots \quad (13\text{a})$$

z. B. für $n = {}^1/_4$ ist

$$P_K = 13{,}2 \frac{EJ}{l^2} \quad \ldots \ldots \quad (16\text{a})$$

Durchbiegung:

$$f = \frac{\frac{5\pi^2}{384} q l^2 - \frac{\pi^2}{16} M_B}{P_K - P} + \varepsilon \frac{\frac{\pi^2}{24} M_B - \frac{\pi^2}{96} q l^2 \varepsilon}{P_K - P} \quad . \quad (18\text{a})$$

(angenähert für kleines ε):

$$f = \frac{\frac{q l^2}{7{,}8} - 0{,}615\, M_B}{P_K - P} = 1{,}03 \frac{\frac{q l^2}{8} - \frac{3}{5} M_B}{P_K - P} \quad . \quad (20\text{a})$$

Moment. Eine Änderung ist nur im ersten Gliede merklich:

$$M = \frac{M_{x\max} (\mathfrak{S} + 0{,}03)}{\mathfrak{S} - 1} - \frac{M_B \left(\frac{\mathfrak{S}}{2} + 0{,}095\right)}{\mathfrak{S} - 1} - 4\,\varepsilon^2 \frac{M_{x\max} (\mathfrak{S} - 0{,}794)}{\mathfrak{S} - 1} + \varepsilon M_B \frac{(\mathfrak{S} - 0{,}588)}{\mathfrak{S} - 1} \quad . \quad (21\text{a})$$

In dem Beispiel auf S. 136 ändert sich damit das Moment in 32380, also nur unwesentlich (ca. 2,5% höher).

Größer ist dagegen der Einfluß der Form der Biegungslinie auf die Berechnung von ε. Hier findet man in gleicher Weise, wie es für die Parabel durchgeführt wurde:

$$\varepsilon = \frac{M_B (v' - v'')}{4 \pi P f} \quad \ldots \ldots \quad (25\text{b})$$

also einen im Verhältnis $\frac{4}{\pi} = 1{,}27$ größeren Wert.

Die zweite Art der Abschätzung von ε (vgl. S. 136) führt mit einer einfachen durchgehenden Sinuskurve

$$y = f \sin \frac{\pi x}{l} \quad \ldots \ldots \quad (7\text{b})$$

[1]) Bei Untersuchung des Knickungsproblems nach der genauen Differentialgleichung für die elastische Linie ergibt sich, wie bekannt, eine »Knicklast«, die größer als P_{k0} ist und mit der Durchbiegung wächst. — Es genügt hiezu in allen Fällen ein von Professor Lorenz angegebener einfacherer Ansatz (Lorenz, Technische Elastizitätslehre S. 317), der sich auch auf unsere Aufgabe leicht anwenden, im übrigen aber ebenfalls eine nur sehr geringe Erhöhung der Knicklast erkennen läßt. Allerdings hat diese letztere andere Ursachen als die vorstehend errechnete Vergrößerung von P_K, welche lediglich eine Folge der angenommenen unsymmetrischen Biegungslinie ist.

als Rechnungsgrundlage auf

$$\varepsilon = \frac{M_B}{\pi^2 P f + q l^2} \sim \frac{M_B}{10\, P f + q l^2} \quad \ldots \quad (25\text{c})$$

wenn man dabei

$$\cos \frac{\pi x}{l} = \sin \left(\frac{\pi}{2} - \frac{\pi x}{l}\right) \sim \frac{\pi}{2} \left(1 - \frac{2x}{l}\right)$$

setzt für

$$x_0 = c \sim l/2.^{1)}$$

Vergleicht man ziffernmäßig die vier verschiedenen Formeln für ε an Hand unseres Beispiels, so hat man:

ε			
Parabel		Sinuskurven	
nach Gl. 25	nach Gl. 25a	nach Gl. 25b	nach Gl. 25c
0,038	0,0348	0,0484	0,0305

Auch hiernach ist zu erkennen, daß die zweite Art der Schätzung von ε (Gleichung (25a und (25c)) besser übereinstimmende Resultate ergibt.

Versuche.

Zur Prüfung der in diesem Aufsatz gegebenen Formeln wurde ein Holzstab von rechteckigem Querschnitt (2,4 · 0,4 cm, $J = 0{,}0128\ \text{cm}^4$) in einer Länge von 100 cm axialem Drucke P ausgesetzt und überdies durch gleiche Gewichte in gleichen Abständen belastet. Das überkragende Ende war mit 0,4 kg in verschiedenen Abständen belastet. Die Beweglichkeit der Auflager war sehr gut, störende Reibungseinflüsse wurden durch leichte Erschütterungen um die jeweiligen Gleichgewichtslagen eliminiert.

Durch Biegungsversuche war ein mittlerer Elastizitätsmodul

$$152000\ \text{kg/cm}^2$$

festgestellt worden, wonach die Eulersche Knicklast zu $P_{K_0} = 1{,}90$ kg berechnet werden konnte. In der nachstehenden Zahlentafel wurde jeweils die vergrößerte Knicklast nach Gleichung (13a) verwendet.

Bei den Versuchen betrug das größte Moment zufolge der Querbelastung (+ Eigengewicht) $M_{\max} = \frac{q l^2}{8} = 7{,}52$ kgcm.

Um von unvermeidlichen Fehlern in der Bemessung des Elastizitätsmoduls und der Knicklast unabhängig zu sein (weil dadurch der Nenner $P_K - P$ sehr stark beeinflußt wird), wurde das Verhältnis der Biegungspfeile f (mit entlastendem Moment) und f_0 (ohne dieses) berechnet und mit der Beobachtung verglichen.

Außerdem wurde noch ε berechnet nach Gleichung (25) und (25a) und gemessen. Es ist nach Gleichung (18)

$$\frac{f}{f_0} = 1 - \frac{3/5\, M_B}{M_{x\max}} - 0{,}8\, \varepsilon^2 + \frac{2/5\, M_B\, \varepsilon}{M_{x\max}} = 1 - 0{,}8\, \varepsilon^2 - \frac{M_B}{M_{x\max}} (06 - 0{,}4\, \varepsilon) \sim 1 - \zeta \left(\frac{M_B}{M_{x\max}}\right) \cdot (33)$$

Es wurde gefunden:

P	P_K	$\mathfrak{S}$	$M_{x\max} = \frac{q l^2}{8}$	M_B	ε berechnet nach Gl. 25)	ε berechnet nach Gl. 25a)	ε beobacht.	f (cm) berechn.	f (cm) beobacht.	f_0 (cm) berechn.	f_0 (cm) beobacht.	ζ berechn. (Gl. 33)	ζ beobacht.
0,8	1,94	2,43	7,52	6,4	0,076	0,079	0,06	3,23	3,4	7,15	7,0	0,569	0,57
1,2	2,11	1,76	7,52	11,2	0,55	0,163	0,15	0,88	0,87	10,7	8,5	0,54	0,59

[1]) Wenn also $\frac{\pi x}{l}$ nahe an 90^0 liegt.

Die Verwendbarkeit unserer Formel für das Verhältnis der größten Durchbiegungen mit und ohne entlastendem Moment ist daraus zu ersehen.

Dagegen ist der Wert von ε nach Formel (25) für die höhere Axialbelastung durchaus nicht in Übereinstimmung mit der Berechnung. In der Tat sind schon die Tangentenneigungen nach den Müller-Breslauschen Formeln wesentlich verschieden von den beobachteten, was vermutlich auch in einer Änderung des Elastizitätsmoduls (für die Knickung) seinen Grund haben dürfte.[1])

Diese Beobachtung steht im Einklang mit dem oben hinsichtlich der Bestimmung von ε Gesagten. Für geringe Knicksicherheit ist die Schätzung von ε nach Gleichung (25a) entschieden vorzuziehen.

Versuche mit einem kastenförmigen Holm.[2])

Ein Flügelholm von den im Beispiel auf S. 136 angegebenen Abmessungen wurde gleichzeitig gedrückt und durch angehängte Sandsäcke gebogen; er zeigte dabei folgende bemerkenswerte Ergebnisse.

$P_K = 2700$ kg $\quad P = 625$ kg $\quad \Xi = 4{,}3$

P	$M_{x\max}$ $\frac{ql^2}{8}$	M_B	ε berechnet Form. 25	ε berechnet Form. 25a	ε beobachtet	f berechn.	f beobachtet	berechnet $M_{\max}$	berechnet $\sigma_{\max}$
625	11 000	9120	0,114	0,09	0,10	2,7	2,5	8140	183 kg/cm²
								Beanspruchung durch das Moment M_B: 212 kg/cm²	

Zusammenfassung.

Aufstellung von einfachen Formeln für die Berechnung von Durchbiegung, kritischer Knicklast und Maximalmoment eines auf Biegung und Knickung beanspruchten Holmes bei gleichzeitiger Wirkung entlastender Momente. Vergleich mit den Formeln von Müller-Breslau. Einfluß der Form der Biegungslinie. Versuchsbeispiele.

Theorie der Flugzeugmodelle.

Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader.

Die allgemeine Unsicherheit, der man hinsichtlich der Durchführung und Einschätzung von Modellversuchen begegnet, rührt her von dem geringen Gewicht, das denselben auf den Gebieten hochentwickelter Technik beigelegt wird. Die Flugtechnik jedoch, für die rechnerische Grundlagen noch vor kurzem durchaus fehlten, ist vorläufig angewiesen, wenn irgend möglich, Modellversuche in größtem Umfange auszuführen und soweit zulässig auszuwerten. Man kann so nicht allein die beträchtlichen Kosten eines Verfahrens im großen meinen, sondern erspart sich auch höchst umfangreiche Rechnungen, deren Zuverlässigkeit vorläufig oft zweifelhaft ist. Dies gilt nicht nur hinsichtlich der flugtechnischen Eigenschaften, sondern auch hinsichtlich der Festigkeit. Wir werden sehen, daß man zur Prüfung eines Flugzeugentwurfs zweier verschiedener Modelle bedarf, um in beiden Richtungen — Festigkeit und Stabilität — Urteile zu gewinnen. Es ist Aufgabe der folgenden Arbeit, darzulegen, wie diese beiden Modelle zu gestalten sind, in welcher Weise man die Versuche auszuwerten hat und welcher Ähnlichkeitsgrad ihnen zuzusprechen ist, denn mechanische Ähnlichkeit des Modellversuchs mit dem darzustellenden Vorgang ist Bedingung seines Werts überhaupt. Der Begriff der mechanischen Ähnlichkeit leitet sich her von dem Begriff der Ähnlichkeit schlechtweg, die eine Unveränderlichkeit geometrischer Proportionen bedeutet. Es ist jedoch unmittelbar ersichtlich, daß geometrische Ähnlichkeit, obwohl bedingte Voraussetzung der mechanischen, diese nicht einschließt. Denn die Mechanik verfügt über drei inkommensurable Dimensionen: Kraft und Zeit sind der Länge unvergleichbar. Mit andern Worten, die Theorie der Modelle muß, um einen Modellversuch mechanisch ähnlich gestalten und mechanisch richtig deuten zu können, ebenso wie jedes Maßsystem für drei der Art nach verschiedene Dimensionen Grundeinheiten anzunehmen hat, drei bestimmte Verhaltniszahlen, die auseinander nicht abgeleitet werden können, angeben.

Wie die Mechanik alle Größen auf drei Maßeinheiten, das Kilogramm, das Meter und die Sekunde bezieht, so sind von der Theorie der Modelle drei Verhältniszahlen anzugeben: für Kräfte, Längen, Zeiten. Wir nennen das Verhältnis »ähnlicher« Kräfte K, »ähnlicher« Längen (Maßstab des Modells in Bruchteilen der natürlichen Größe) L und das Verhältnis »ähnlicher« Zeiten T. Als ähnliche Kräfte sind etwa Eigengewichte oder Belastungen von Original und Modell, als ähnliche Zeiten Schwingungs- oder Halbwertszeiten anzusprechen, wobei wie für den Modellmaßstab L auch für K und T das Flugzeug jeweils den Nenner und das Modell den Zähler liefert. Im allgemeinsten Fall hat man so, um eine eindeutige Beziehung zwischen K, L, T zu erhalten, drei Gleichungen zu fordern.

Diese Gleichungen werden geliefert von Größe und Dimension derjenigen Material- bzw. Feldkonstanten, welche den Prozeß bestimmen. Es ist lediglich die Dimension der physikalischen Größe mit den Verhältniszahlen K, L, T anzuschreiben und dem Verhältnis ihrer skalaren Beträge für Modell und Original gleichzusetzen[1]). Die drei Gleichungen nehmen also im allgemeinsten Fall die Form

$$K^x \cdot L^y \cdot T^z = c$$

an, aus denen der Reihe nach durch Potenzierungen und Eliminationen K, L, T leicht ermittelt werden können.

Um von einem einfachen Fall auszugehen, betrachten wir zunächst einen ruhenden, also von der Zeit unabhängigen Gleichgewichtzustand. Dann vereinfacht sich das Gleichungssystem der Ähnlichkeitsbedingungen zu zwei Gleichungen mit den beiden Unbekannten K und L. Sollen also etwa die Formänderungen einer Flugzeugzelle für verschiedene Belastungsfälle durch Modellversuche bestimmt werden, so wird die Beziehung zwischen Längen und Kräften bestimmt durch Elastizität und spez. Gewicht der bei Modell und Original verwendeten Baustoffe. Der Elastizitätsmodul hat die Dimension Kraft: Länge², das spez. Gewicht dagegen Gewicht: Länge³, also wird hier:

$$K \cdot L^{-2} = c_1 \quad \ldots \ldots \quad (1)$$

$$K \cdot L^{-3} = c_2 \quad \ldots \ldots \quad (2)$$

Vollkommene Ähnlichkeit läßt sich also bei Berücksichtigung des Eigengewichts und Verwendung gleichen Materials für Modell und Original ($c_1 = 1$; $c_2 = 1$) nicht verwirklichen. Bei Verwendung verschiedenen Materials ist der Modellmaßstab bestimmt.

$$L = c_1 / c_2 \quad \ldots \ldots \quad (3)$$

Für die praktische Anwendung ist allerdings mit dieser Regel kein rechter Gewinn zu erzielen, wie folgendes Beispiel zeigt: Würde man beispielsweise beim Modell durchweg Eichenholz und beim Original durchweg Stahl verwenden, so wäre das Verhältnis der Elastizitätsmoduln $c_1 \cong \frac{1{,}2 \cdot 10^5}{22 \cdot 10^5} = 0{,}055$

und das Verhältnis der spezifischen Gewichte $c_2 = \frac{700}{7800} = 0{,}09$

und damit

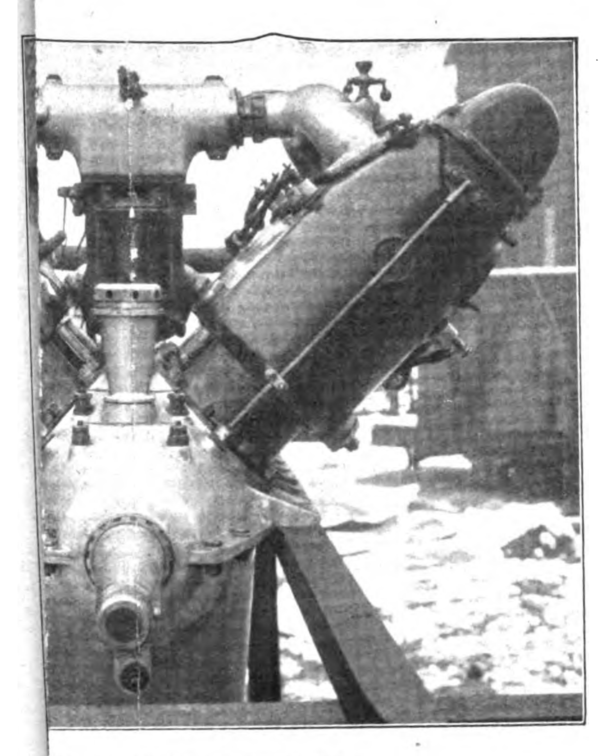
$$L = 0{,}6$$

---

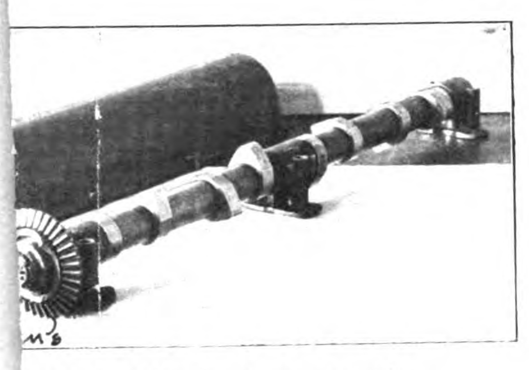
[1]) Vergl. dazu die bekannte Arbeit von v. Kármán »Untersuchungen über Knickfestigkeit«. (Forschungsarbeiten des Ver. d. Ing. Heft 81.)

[2]) Diese letzteren Versuche wurden von der Hannoverschen Waggonfabrik A.-G. aus ihrem reichen Versuchsmaterial in dankenswerter Weise zur Verfügung gestellt.

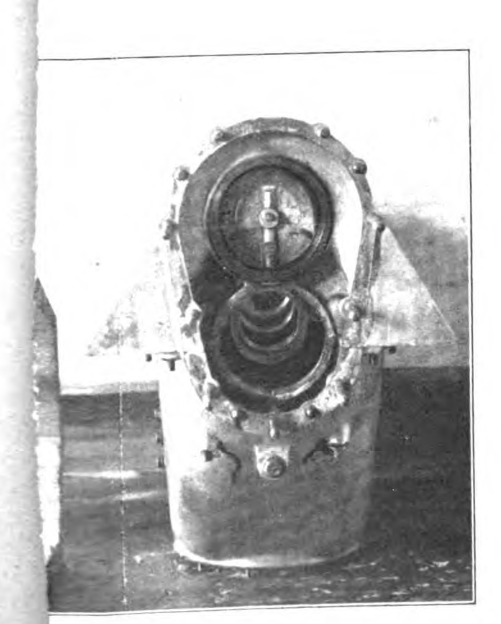
[1]) Diese Gesetzmäßigkeit entspricht lediglich der Forderung, daß jedes Glied bei der mathematischen Darstellung eines mechanischen Prozesses gleiche physikalische Dimensionen aufweise. Es ist nicht, wie allgemein (vgl. Föppl, Vorlesungen über technische Mechanik IV, S. 313) angenommen wird, notwendig, die Differentialgleichung des Vorganges anzuschreiben, der mit dem Modell nachgeahmt oder vorgebildet werden soll.



…cht des Motors ohne Getriebe.

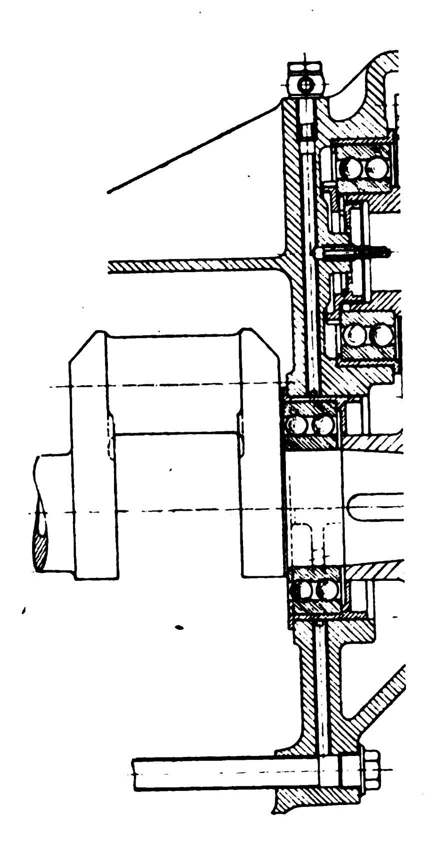


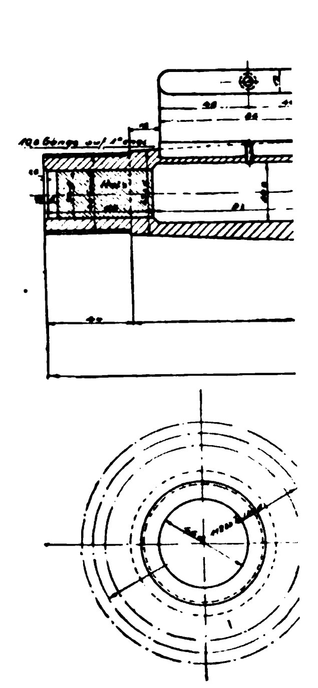
…MG-Nocken) für das Maschinengewehr.



…be auseinandergenommen.

Der „…

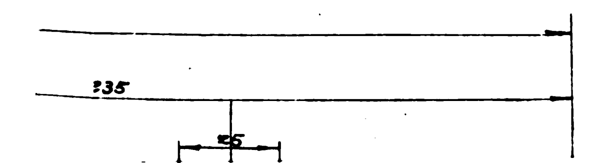




TAFEL. IX.

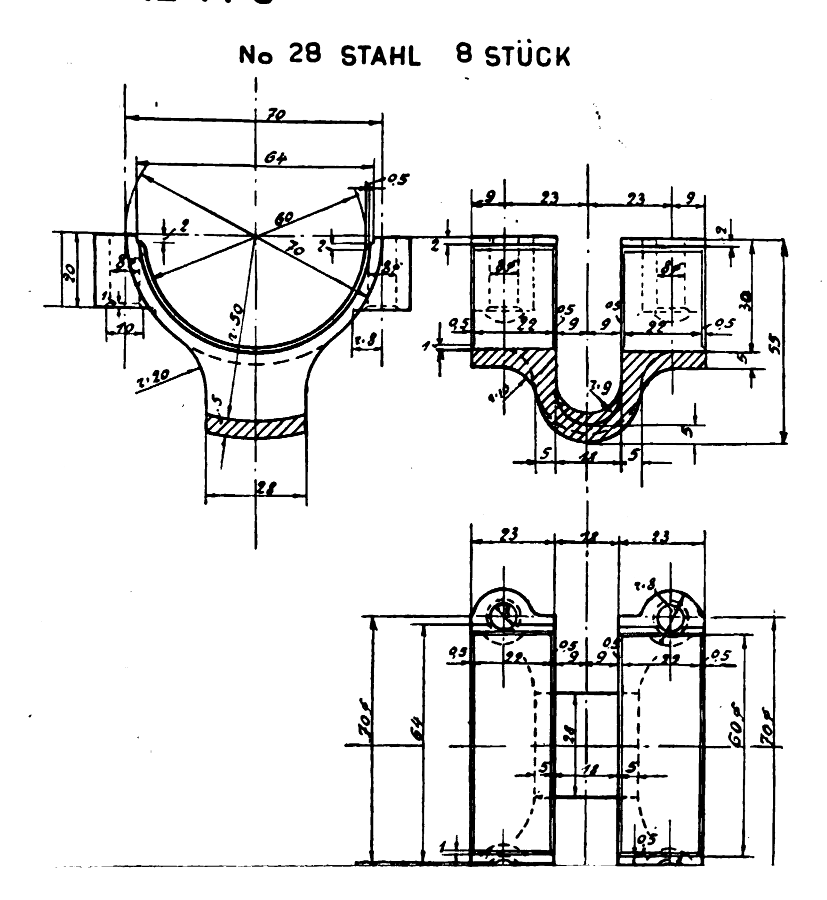
6

Gew. 6 Kaø, 17 Gang auf 1" engl.



M. 1241 C

No 28 STAHL 8 STÜCK



und

$$K = c_1 \cdot L^2 = 0{,}055 \cdot 0{,}36 = 0{,}02.$$

Bei Ausführung des Modells in etwa $^2/_3$ der natürlichen Größe und Belastung desselben mit etwa $^1/_{50}$ der Kräfte, die am Original wirken, ist in diesem Fall vollkommene Ähnlichkeit verbürgt. Die Verspannungen des Modells, die natürlich nicht aus Holz hergestellt werden können, müssen, da ihr spez. Gewicht unwesentlich ist, wenigstens Gl. (1) erfüllen, also Querschnitte gemäß:

$$L^2 = K = 0{,}02$$

aufweisen, da c_1 wegen der Materialgleichheit gleich Eins wird. Die Draht- bzw. Kabeldurchmesser müssen also mit $\sqrt{0{,}02} \sim 0{,}14$ gegenüber dem Original verkleinert werden. Man sieht, daß sich die vollkommene Ähnlichkeit doch nicht streng durchführen läßt und daß es aussichtsreicher ist, das Modell unter Verzicht auf die genaue Ähnlichkeit in bezug auf die Eigengewichte, geometrisch ähnlich mit gleichen Materialien auszuführen. Man gewinnt dann die Möglichkeit, den Maßstab völlig frei zu wählen, und hat nur das Eigengewicht der Modellzelle, das sowieso nur einen Bruchteil der Lasten ausmacht, durch Zusatzkräfte zu steigern. Denn während das Eigengewicht gemäß Gl. (1) mit L^2 abnehmen sollte, sinkt es tatsächlich mit L^3 und muß mit $1/L$ durch richtig verteilte Zusatzgewichte vergrößert werden, um diese Formänderung ähnlich zu gestalten. So nimmt z. B. für ein Modell von ein Zehntel natürlicher Größe das Eigengewicht bei gleichen spez. Gewichten auf ein Tausendstel ab, während es gemäß der Forderung gleicher spez. Belastungen ein Hundertstel betragen sollte. Die Vertikalkomponenten der Luftkräfte, die beim Modellversuch am zweckmäßigsten durch Anhängen von Gewichten an die auf dem Rücken liegende Zelle vertreten werden, sind danach entsprechend der Verteilung des Eigengewichts um dessen 11fachen Wert zu verkleinern. Bis auf diese Korrektur haben die Lasten gemäß

$$K = L^2 \cdot c_1, \text{ da } c_1 = 1,$$

ein Hundertstel zu betragen. Oder umgekehrt sind Querschnitte bei Verwendung anderen Materials gemäß

$$L^2 = K/c_1$$

zu dimensionieren, worin K das tatsächliche Belastungsverhältnis, also hier 0,01 ist. Werden beim Modell etwa statt Kabeln Drähte eingeführt, so ist das Verhältnis der Elastizitätsmoduln von Draht und Kabel $c_1 = \dfrac{22 \cdot 10^5}{12{,}9 \cdot 10^5} = 1{,}7$ und mit dem tatsächlichen Belastungsverhältnis $K = 0{,}01$ wird das Verhältnis der Durchmesser

$$L = (K/c_1)^{\frac{1}{2}} = \left(\frac{0{,}01}{1{,}7}\right)^{\frac{1}{2}} = 0{,}076;$$

d. h., wie entsprechend der höheren Festigkeit zu erwarten, kleiner, als der geometrischen Ähnlichkeit entspricht.

Alles in allem zeigt schon diese einfache Betrachtung eines ruhenden Gleichgewichtszustandes, daß die Forderung geometrischer Ähnlichkeit durchaus nicht unbedingt zu stellen ist, sondern vielfach wichtigeren Forderungen der mechanischen Ähnlichkeit weichen muß.

In gleichem Maße gilt das von dem dynamischen Modellversuch, sei es, daß es sich um Schwingungen des ganzen Systems im Raume oder um Schwingungen innerhalb des Systems handelt. Es ist klar, daß dann Zeiten, Geschwindigkeiten, Beschleunigungen in bestimmten einfachen Verhältnissen bei Modell und Original stehen müssen. Für diese Prozesse liefert, da sie sich dem Einfluß der Gravitation, d. h. der Massenanziehung der Erde, nicht entziehen lassen, die unveränderliche Erdbeschleunigung die Ähnlichkeitsbedingung. Da die Dimension einer Beschleunigung Länge: Zeit² ist, wird

$$L \cdot T^{-2} = 1 \ldots \; T = L^{\frac{1}{2}} \ldots \; L \cdot T^{-1} = L^{\frac{1}{2}} \quad . \quad (3)$$

Hieraus folgt, daß sich Zeiten (Schwingungsdauer, Halbwertszeit) und Geschwindigkeiten mit der Wurzel des Modellverhältnisses ändern müssen.

Sollen etwa die Schwingungen, die die unausgeglichenen Massenkräfte des Motors bzw. leichte Exzentrizität des Propellerschwerpunkts hervorbringen, untersucht werden, so hat man an dem geometrisch möglichst ähnlich mit möglichst gleichen Materialien nachgebildeten Modell durch gleichförmige Verteilung und Befestigung von Zusatzgewichten die Gewichte aller Teile des Modells, ohne dessen Formänderungsfähigkeit zu beeinträchtigen, im Verhältnis Original zu Modell zu vergrößern. Dann ist das Modell in der Symmetrieebene zu lagern und dem Auflager eine kleine Vertikalschwingung zu erteilen mit einer Frequenz gleich der mit der Wurzel des Modellverhältnisses verminderten Drehzahl des Motors. Hat der Flugzeugmotor z. B. 1400 Umdr./min und das Modell ein Neuntel natürlicher Größe, so ist dieses mit $1400/\sqrt{9} = 47$ Impulsen i. d. Minute zu schütteln. Die Stärke der Impulse ist dabei unwesentlich. Denn vor allem handelt es sich darum, festzustellen, ob die Eigenschwingungszahl des Systems im einfachen Verhältnis zur Drehzahl des Motors steht. In diesem Fall, d. h. wenn Resonanz eintritt, treten schon bei verschwindend kleinen Impulsen Überbeanspruchungaen uf-. Findet man beim Modellversuch, daß Resonanz zu befürchten ist, so wird man rechtzeitig beim Flugzeug durch andere Teilung der Felder des Fachwerks diese Gefahrenquelle meiden können.

Die Ähnlichkeitsbedingungen

$$K \cdot L^{-3} = c_2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

$$L \cdot T^{-2} = 1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

gelten ohne weiteres auch für Stabilitätsuntersuchungen, denn die Widerstandskräfte, die Flüssigkeiten auf bewegte Körper äußern, sind in jedem Fall proportional dem spez. Gewicht der Flüssigkeit, was schon in der allgemeinen Formel für den Luftwiderstand zum Ausdruck kommt. Es ist indessen längst aus der Hydrodynamik bekannt, daß unter der Voraussetzung stetigen Strömungsverlaufs ruhende Flüssigkeiten auf einen bewegten Körper oder, was auf dasselbe hinauskommt, bewegte Flüssigkeiten auf ruhende Körper keine Kräfte, sondern nur Kraftpaare zu äußern vermögen, wenn ihre innere Reibung verschwindend klein ist. Die tatsächlich auftretenden Widerstandskräfte lassen also auf unstetigen Strömungsverlauf schließen und verbieten, da andere Voraussetzungen zur Erklärung der Unstetigkeit nicht zulangen, eine unmittelbare Vernachlässigung der Zähigkeit. Diese wird definiert als die Schubspannung $(K \cdot L^{-2})$ auf die Einheit des zur Strömung winkelrechten Geschwindigkeitsgefälles $(L \cdot T^{-1}/L = T^{-1})$ und liefert somit eine für den Prozeß maßgebende dritte Dimensionsgleichung

$$K \cdot L^{-2} \cdot T = c_3 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

dividiert man (4) durch (2), so ergibt sich

$$L \cdot T = \frac{c_3}{c_2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

Beiden Gleichungen (3) und (5)

$$T = L^{\frac{1}{2}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3\text{b})$$

$$T = L^{-1} \cdot \frac{c_3}{c_2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5\text{b})$$

kann bei Ausführung des Modellversuchs im gleichen Medium (Luft) unmöglich genügt werden ($c_3 = 1$; $c_2 = 1$).

Man muß also entweder auf die willkürliche Wahl des Modellverhältnisses verzichten, indem man den Modellversuch in einem Medium mit geringerer kinematischer Zähigkeit (definiert als das Verhältnis der Zähigkeit zur Dichte) unternimmt, oder man muß sich darüber ausweisen, daß es statthaft sei, die Ähnlichkeitsforderung der Zähigkeit wegen ihres geringen Einflusses auf den Prozeß abzulehnen.

Nehmen wir eine andere Flüssigkeit als Medium für den Modellversuch, so erhalten wir vollkommene Ähnlichkeit gemäß den Zeitgleichungen (3b) und (5b) für ein Modellverhältnis:

$$L^{\frac{1}{2}} = L^{-1} \cdot \frac{c_3}{c_2} \quad . \quad (6)$$

$$L = \left(\frac{c_3}{c_2}\right)^{\frac{2}{3}} \quad \ldots \ldots \quad (6b)$$

Hierin ist c_2, wie bekannt, das Verhältnis der spez. Gewichte, und c_3 der Zähigkeiten; also c_3/c_2 das Verhältnis der kinematischen Zähigkeiten. Diese beträgt

für Luft bei 15° und 1 at = $15{,}1 \cdot 10^{-6}$ m²sk⁻¹
und » Wasser » 15° = $1{,}14 \cdot 10^{-6}$ m²sk⁻¹.

Bei Ausführung des Modellversuchs in Wasser muß der Modellmaßstab also $L = 1 : 5{,}6$ betragen. Die Geschwindigkeit des Modells ist dann für 28 m/s Flugzeuggeschwindigkeit $28 : \sqrt{5{,}6} = 11{,}8$ m/s, entsprechend einem Gewichtsverhältnis nach Gleichung (3)

$$K = c_2 L^3 = \frac{1000}{1{,}188} \cdot 5{,}6^{-3} = 4{,}77$$

Das Modell eines Flugzeuges von einer Tonne Gewicht wäre somit bei $\frac{1}{5{,}6}$ natürlicher Größe auf 4770 kg zu bemessen.

Die Mühen eines solchen Versuches lassen sich indessen durch den Gewinn an Ähnlichkeit nicht rechtfertigen. Man ist immer angewiesen, geringfügige Züge zugunsten der Ähnlichkeit außer acht zu lassen. Unvollkommene Ähnlichkeit bedeutet keineswegs vollkommene Unähnlichkeit und die Ähnlichkeit, die zu fordern ist, braucht natürlich nicht größer zu sein als die Meß- bzw. Rechnungsgenauigkeit. Wenn auch sicher später einmal gezeigt werden wird, daß die Strömung um den Tragflügel eines Flugzeugs im gleichförmigen Flug anders verläuft als bei einem »mechanisch ähnlichen« Modellversuch, so sind zweifellos die Änderungen des Strömungsbildes beim ungleichförmigen Flug innerhalb der Grenzen der Meßbarkeit in beiden Fällen einander ähnlich; und nur diese Änderungen bestimmen die dynamischen Vorgänge.

Die geringfügige Unähnlichkeit des Strömungsbildes beim Übergang zu anderen Geschwindigkeiten oder Abmessungen ist bis jetzt nur mittelbar erwiesen. Kräftemessungen von hervorragender Genauigkeit im Windtunnel lassen erkennen, daß die gebräuchliche Formel für den Luftwiderstand nicht genau ist. Man kann dieser Tatsache zweierlei Ausdruck geben: Die Kräfte sind nicht genau quadratische Funktionen von Länge und Geschwindigkeit; der Exponent ist von zwei ein wenig verschieden. Oder: Die Widerstandszahl ist nicht allein abhängig von Lage und Gestalt des Körpers, sondern auch von der Reynoldschen Zahl. Diese ist definiert als das Produkt von linearer Dimension und Geschwindigkeit im Verhältnis zur kinematischen Zähigkeit. Und da die Formel Geschwindigkeit und Länge bereits in zweiter Potenz enthält, läßt sich innerhalb gewisser Intervalle die Widerstandszahl als Funktion der Reynoldschen Zahl als eine Parabel mit kleinem Exponenten annähern.

Aus Föppls Messungen[1]) an einem ebenen Flügel im Windtunnel läßt sich bei Steigerung der Geschwindigkeit auf den doppelten Wert eine mittlere Zunahme von 4% für die Auftriebszahlen bei verschiedenen Anstellwinkeln erkennen. Demnach käme der Reynoldschen Zahl ein Exponent 0,057 zu, der nach Gleichung (2) bei einem Übergang von einem Modell mit $^1/_{10}$ nat. Größe auf diese eine Steigerung der Auftriebszahl um rund 22% erwarten ließe. Dies Ergebnis ist höchst unwahrscheinlich. Dagegen sprechen auch Eiffels Versuche[2]), die ungleich geringere Unterschiede mit der Veränderung der linearen Dimension festgestellt haben. Die Zunahme des Exponenten der Geschwindigkeit, die in die dynamischen Gleichungen einzugehen hätte, bleibt also zweifellos unter $^6/_{100}$ absolut, das sind 3%. Für die Methoden der Stabilitätsuntersuchungen läßt sich in absehbarer Zeit kaum diese Genauigkeit erwarten. Die Unähnlichkeit, die man bei dynamischen Modellversuchen zu gewärtigen hat, wird sich also nicht einmal durch empfindliche Instrumente feststellen lassen, geschweige durch Rechnung, die wegen ihres infinitesimalen Charakters notwendig hinter der unmittelbaren Messung an Genauigkeit zurückbleibt[1]).

[1]) An einer ebenen Platte von 0,125 × 0,500 m² bei 4½ bzw. 9 m/s Geschwindigkeit. Föppl, Windkräfte an ebenen und gewölbten Platten. Dissertation, Aachen 1911. S. 52.

[2]) Eiffel, Der Luftwiderstand und der Flug. Übersetzt von F. Huth. R. K. Schmidt & Co. 1912.

Fällt nach alledem für die Strömung und damit auch für die Kräfte des Luftwiderstandes die Dimensionalgleichung der Zähigkeit weg, so bleibt doch die der Dichte bestehen:

$$K = L^3 = 1 \quad \ldots \ldots \quad (3b)$$

Die Gewichte sind danach der dritten Potenz des Modellverhältnisses proportional zu halten; die spezifischen Belastungen $\left(\frac{G}{F} \text{ kg/m}^2\right)$ ändern sich mit den Längen. Man ist also imstande, den Charakter der Bewegungen eines Flugzeugs zu beurteilen nach dem Flug eines Modells von $^1/_{10}$ natürlicher Größe, das bei $^1/_{1000}$ des natürlichen Gewichts ähnliche Massenverteilung besitzt.

Mit anderen Worten: Gelingt es, die geometrische Ähnlichkeit eines Modells auf die Trägheitshalbmesser und die Fallhöhe $\left(h = \frac{v^2}{2g}\right)$, die der Fluggeschwindigkeit entspricht, auszudehnen, so ist das Modell auch mechanisch (dynamisch) ähnlich.

Freilich hat man für die kleineren konstruktiven Elemente, Kabel, Streben usf., die Änderungen der Widerstandszahl durch den Einfluß der Zähigkeit immer im Auge zu behalten. Diese Funktion zeigt je nach der Form des Körpers nicht allein gelegentlich sprunghafte Änderungen zwischen zwei unveränderlichen Werten (Parallelen zur Abszissenachse), sondern auch beträchtliche stetige Änderungen für kleine Reynoldsche Zahlen[2]). Denn je kleiner die Geschwindigkeit wird, um so mehr tritt die Reibung gegenüber den Trägheitskräften der Flüssigkeitselemente in Wirkung. Der Exponent der Reynoldschen Zahl muß, wenn diese verschwindet, zu —1 werden und damit die quadratische Widerstandsformel in eine lineare überführen, die den Widerstand als unabhängig von der Dichte lediglich durch die Größe der Zähigkeit (inneren Reibung) bedingt zeigt. So hat O. Föppl festgestellt[3]), daß bei Drähten die Veränderlichkeit der Widerstandszahl bereits erheblich wird, sobald das Produkt aus Drahtdurchmesser und Geschwindigkeit den Wert 0,015 m²/sk[4]) unterschreitet. Man wird sich also auch hier vor einer allzu peinlichen Durchführung der geometrischen Ähnlichkeit zu hüten und dafür zu sorgen haben, daß, wenn man schon das Auftreten anderer Widerstandszahlen nicht vermeiden kann, diese wenigstens nicht wesentlich mit der Geschwindigkeit variieren. Ausschlaggebend ist letzten Endes natürlich nur, daß die gesamten schädlichen Widerstände verhältnismäßig gleich groß sind.

Hinsichtlich des Modellantriebes ist, soweit nicht die Untersuchung des Gleitflugs genügt, Bedingung, daß Steigung und Durchmesser der Schraube im Modellmaßstab und die minutliche Drehzahl mit der Wurzel desselben zu verkleinern sind. Die Leistungen stehen nach Gl. (2) und (3) im Verhältnis:

$$K \cdot L \cdot T^{-1} = L^3 \cdot L \cdot L^{-\frac{1}{2}} = L^{\frac{7}{2}} \quad . \; . \; . \quad (7)$$

In ein Modell von $^1/_{10}$ natürlicher Größe ist also der 3163. Teil der Leistung einzubauen, für je 158 eff. PS also etwa $^1/_{20}$ PS.

[1]) Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorluftsch. 1917, S. 61.

[2]) Mitteilungen aus der Göttinger Versuchsanstalt. Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorluftsch. 1914, S. 140 ff.

[3]) Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorluftsch. 1910, S. 295 ff. und Dissertation S. 41.

[4]) Dem entspricht die Regnoldsche Zahl 1000. Bei ganz anderen Werten derselben liegt die Grenze der Unveränderlichkeit (Exponent 0) für andere Formen.



Zusammenfassung.

Es wird gezeigt, daß für Festigkeits- und Stabilitätsuntersuchungen Modellversuche möglich und unbegrenzt auswertbar sind.

Es werden die Gesetze angegeben, nach denen die Modelle für beide Aufgaben zu gestalten und die damit ausgeführten Messungen zu beurteilen sind.

Der „Hispano-Suiza"-Flugmotor.

Von Ingenieur S. Hoffmann.

(Hierzu Tafel VIII bis XI.)

(Fortsetzung.)

Kolben.

Als Kolbenmaterial verwendet Hispano-Suiza eine Aluminium-Kupferlegierung mit einem Kupferzusatz von 12,05 %. Auffallend ist die technisch außerordentlich reine Beschaffenheit des Aluminiums. Das Gewicht des Kolbens ohne Kolbenbolzen und Ringe beträgt 1,020 kg, komplett mit Bolzen und Ringen 1,440 kg.

In den Kolben sind zwei Kolbenringnuten eingedreht. In jeder Kolbenringnuten liegen zwei Ringe mit einer Einzelspannung von ca. 2 kg. Unterhalb des Kolbenbolzens ist ein Ölabstreifring vorgesehen.

Bei der physikalischen Untersuchung des Kolbenmaterials wurde nachgeprüft, ob die Kolbenbolzenlager in den Kolben dasselbe Material darstellen, oder ob eine nachträgliche Oberflächenbehandlung irgendwelcher Art an diesen Stellen vorgenommen war. Es ergab sich, daß die Randpartien der Lager genau denselben Gefügeaufbau wie die übrigen Teile des Kolbens aufweisen. Struktur und Korngröße waren in allen Teilen vollkommen gleichmäßig. Die Aluminium-Kupferlegierung besteht aus einem heterogenen Gemisch homogener Mischkristalle Aluminium-Kupfer (mit 2,4 % Kupfer) und einem Eutektikum (mit 32,5 % Cu gesättigt), bestehend aus jenem Kristall und einer Verbindung $CuAl_2$. Diese Strukturbestandteile treten in allen Teilen des Kolbenmateriales in gleicher Weise auf (auch an den Gleitbahnen und Randstellen der Lagerpartien). Die Gleichgewichtseinstellung ist praktisch vollständig erreicht, da ein Nachtempern der Legierung bei der Temperatur der eutektischen Horizontalen (550° C) über 4 h unter Luftabschluß keine Änderung des Gefügeaufbaues erkennen ließ. Die Legierungen sind danach in allen Teilen bei gleichmäßiger Erstarrung (im Sand) gegossen, also nicht abgeschreckt. Durchgeführt wurden diese Untersuchungen im Institut für Metallhüttenkunde und Elektrometallurgie der Königlich Technischen Hochschule Aachen. Als Zerreißfestigkeit des Kolbenmaterials ergab sich 17,65 kg/m² bei 1 % Dehnung. Das spez. Gewicht beträgt 2,92 bei 15° C.

Interessant ist die Art der Anordnung der Stützrippen im Innern des Kolbens. Ersichtlich ist dieselbe aus der Zeichnung auf Tafel X.

Die Schmierung der Kolbengleitbahn erfolgt durch Schleuderöl durch eine auf der Spritzseite um den halben Kolbenumfang geführte Ölrinne. Ein Teil des Schmieröles wird in dieser Rinne gesammelt und in das Innere des Kolbenbolzens geleitet. Durch im Kolbenbolzen vorgesehene Schmierlöcher tritt es in die Kolbenbolzenlager.

Steuerwelle.

Die Steuerwellen sind bei je dreifacher Lagerung, wie aus den Tafeln V bis VII ersichtlich ist, auf den Zylinderblocks mittels Stehbolzen festgeschraubt. Wellen und Nocken sind aus einem Stück gearbeitet; die Nocken im Einsatz gehärtet. Zur Schmierung der unmittelbar auf die Ventilfederteller wirkenden Nocken wird durch eine an der Stirnseite des Motors gelegene gesonderte Ölleitung von dem Kurbelgehäuse her das Öl dem vordersten Lagerblock der Nockenwelle zugepreßt und tritt alsdann durch in dem Lager und der Welle vorgesehene Löcher in das Innere der Nockenwelle. In der Mitte der Nockenbahnen befinden sich feine Öllöcher, durch welche das Schmiermittel unmittelbar vor Auftreffen des Nockens auf den Federteller herausspritzt. Hinsichtlich der Form der Nocken verweise ich auf die Fig. 7; die Ventilerhebungskurven usw. zeigen Fig. 8 bis 9. Aus diesen sind zugleich Öffnungs- und Schließungsmomente der Ventile ersichtlich.

Bleuelstangen.

Die Schubstangen sind in der im Automobilbau bei V-förmigen Motoren üblichen Art auf der Kurbelwelle zentral gelagert (Tafel XI). Eine Bleuelstange greift gabelförmig um die Lagerung der anderen herum. Für die Stangen selbst wurde rundes Profil gewählt. Die Länge der Schubstange beträgt von Mitte zu Mitte 225 mm. Mithin ist das Verhältnis von

$$\frac{\text{Bleuellänge}}{\text{Kurbelradius}} = \lambda = 3{,}46.$$

Der Querschnitt der Stangen beträgt am oberen Ende 1,56 cm². Als Materialzusammensetzung für die Schubstangen wurde ermittelt:

	Si	C	Mn	S	P	Cu	Ni	Co	Cr	Fe
Kolben . . .	0,150	0,23	0,39	0,008	0,054	0,06	5,40	0,09	1,63	Rest
Kurbelwelle	0,208	0,32	0,3	0,001	0,012	0,03	5,066	unter 0,002	0,80	»

Kurbelwelle und Getriebe:

Form, Lagerung und Maße der Kurbelwelle sind aus Taf. IX ersichtlich. Hinsichtlich der Materialzusammensetzung siehe obige Zahlentafel. Wie schon eingangs erwähnt, wird der Hispano-Motor in zwei Ausführungen, einmal mit, einmal ohne Getriebe von unseren Gegnern verwendet. Die äußeren Unterschiede des Getriebemotors gegenüber dem getriebelosen sind aus den Fig. 7 u. 8 auf Taf. VIII ersichtlich. Fig. 9 zeigt den getriebelosen Motor von der Magnetseite, Fig. 10 zeigt den mit Getriebe versehenen Motor von der Magnetseite. Es muß an dieser Stelle bemerkt werden, daß gegenüber den im ersten Teil meines Aufsatzes im vorigen Heft angegebene Leistungen neuere erbeutete Motoren erhöhte Leistungen ergaben. Die dauernde Zunahme der Leistung ist eine Folge der ständig weiterentwickelten Konstruktion. Drei innerhalb sehr kurzer Zeit erbeutete Motoren zeigten so z. B. drei verschiedene Untersetzungsverhältnisse des Getriebes, nämlich

Z_1	Z_2	Modul	Neigung
24	41	4	6°
21	28	5,25	8°
35	59	4	6°

Anordnung und Konstruktion des Getriebes sind aus Fig. 11 und 12 ersichtlich. Die Zähnezahl steht im Verhältnis 21/28 = 3/4. Zahnbreite = 60 mm, Teilung $5{,}25 \cdot \pi$, entsprechend einer »Umfangsteilung« von 16,49 und einer »Durchmesserteilung« von 5,3 mm. Die Zähne sind als Schrägzähne ausgebildet, um einen ruhigeren Lauf zu erzielen, mit der schwachen Steigung von etwa 8½°. Dies entspricht einem »Sprung« von etwa halber Teilung. Die Mittenentfernung der Räder beträgt 130 mm. Bei der normalen Motordrehzahl von 2000 ist die Luftschraubendrehzahl = 1500. Umfangsgeschwindigkeit der Zähler $V_u = 11{,}6$ m. Bezeichne ich die Drehzahlen der Zahnräder mit n_1 bzw. n_2,

Umfangsdrucke mit P_u,
Zahnbreite mit b,
Teilung mit t,
Zähnezahl mit Z_1,

so kennzeichnen die Werte

$$\frac{P_u}{b} = \frac{1300}{6} = 216$$

$$\frac{P_u}{b \cdot t} = 130\ n$$

$$\frac{P_u}{b} \cdot \frac{n_1 + n_2}{Z_1} = 30000$$

die Verzahnung im Vergleich zu anderen Ausführungen. Der Wert $P_n/b \cdot t$ ist z. B. bei Rolls-Royce = 196, bei Renaule = 140, der Wert

$$\frac{P_u}{b} \cdot \frac{n_1 + n_2}{Z_1}$$

bei Rolls-Royce = 17000, bei Renault = 42500. Die Anbringung des Zahnritzels auf der Kurbelwelle bedingte den Ersatz des vordersten Weißmetallagers durch ein Kugellager. Überhaupt ist das ganze Getriebe in Kugellagern gehalten, die genaue Aufnahme des Getriebes (in photographischer Verkleinerung) s. Zeichnungen Fig. 15 und 16. Die Schmierung des Getriebes erfolgt durch eine Düse, welche unter Druck erhebliche Ölmengen zwischen die Zahnräder spritzt.

Weitere Konstruktionseinzelheiten der Zahnräder sind aus der folgenden Zusammenstellung zu entnehmen.

Hispano-Suiza-Getriebe.

Motor	Dim.	Hispano-Suiza Nr. 10747	Hispano-Suiza (Wolseley) 827/2233
Zu übertragende Leistung	PS	200	200
$n_1 : n_2$		2000 : 1170	2000 : 1185
Md	cmkg	7162 : 12200	7162 : 12100
Teilkreis ϕ	mm	96 : 164	140 : 236
Achsenabstand e	mm	130	188
» (gemessen)	mm	130,9	
$Z_1 : Z_2$		24 : 41	35 : 59
$t = m \cdot \pi$	mm	$12,57 = 4 \cdot \pi$	$12,57 = 4 \cdot \pi$
Zahnbreite b	cm	6	4,5
Schränkg. ∢ β; $t_0 = t_1$;		$84^0{}_1$ ½ t_1	84^0; $t_0 = 0{,}37t$
$P_u = \frac{Md}{r}$	kg	1492	1025
$P_{normal} = \frac{P_v}{\sin \beta}$	kg	1520	1030
$P_{axial} = P_v \cdot \text{ctg}\, \beta$ . . .	kg	157	103
$\frac{P_v}{b}$	kg/cm	249	228
$C = \frac{P_v}{b \cdot t}$	kg/cm²	198	181
$v_v = \frac{n \cdot \pi \cdot r}{30}$	m/s	10,04	14,65
$\frac{P_v}{b} \cdot \frac{n_1 + n_2}{Z_1}$		33500	20 750
Kopfkreis I/II	mm	104,3 : 172,5	148,5 : 244,8
Fußkreis I/II	mm	87 : 155,4	130,8 : 226,5
Kopflänge l_k I/II	mm	4,15 : 4,25	4,25 : 4,40
	t''	$0{,}33t : 0{,}34t$	$0{,}34t : 0{,}35t$
Fußlänge l_t I/II	mm	4,50 : 4,30	4.60 : 4,75
	t . . .	$0{,}36t : 0{,}34t$	$0{,}365t : 0{,}38t$
Zahnlänge l I/II	mm	8,65 : 8,55	8,85 : 9,15
	t . . .	$0{,}69t : 0{,}68t$	$0{,}7t : 0{,}73t$
		Zahnecken scharfkantig	Zahnecken abgerundet, r = 3 mm
		Zähne hart bis glashart, nicht spröde; Kanten stark hämmerbar, scheinbar hochwertiger Edelstahl, große Härte bei großer Dehnung	

(Fortsetzung folgt.)

Aluminiumkolben für Verbrennungs-Motoren.

In letzter Zeit werden die Flugzeugmotoren mehr und mehr mit Aluminiumkolben ausgerüstet.

In Deutschland erfolgte die Einführung der Aluminiumkolben in die Motorentechnik bereits kurz nach 1900 durch den Herrn Fabrikbesitzer Walter Selve, der sich schon frühzeitig mit dem Studium der Wärme- und Kühlfragen im Betrieb von Verbrennungskraftmaschinen beschäftigt hatte und der in richtiger Erkenntnis der großen Wärmeleitungsfähigkeit des Aluminiums einerseits und der Wichtigkeit der exakten Lösung der Wärmeableitung im Betriebe von Verbrennungskraftmaschinen andrerseits zuerst den Gedanken aufgriff, Motorenkolben anstatt in Grauguß in einer geeigneten Aluminiumlegierung herzustellen, nachdem er vorher bereits als erster einen Aluminiumkühler für Automobil- und Flugmotoren erfolgreich herausgebracht hatte.

Die Vorzüge, welche die Aluminiumkolben den Graugußkolben gegenüber auszeichnen:

leichtes Gewicht (1 : 1,8),
günstigere Reibungsverhältnisse,
beste Wärmeableitung,

setzen den Konstrukteur in die Lage, die Kolbengeschwindigkeit bis zu 6% höher zu legen, die Kompression ohne Gefahr für eine Selbstentzündung des Gases zu steigern und zu günstigeren Abmessungen (langer Hub, kleine Bohrung) für den Motor zu kommen, sowie gleichzeitig damit der für das gesamte Flugwesen so wichtigen Forderung des kleinsten Raumes gerecht zu werden.

Auf Grund angestrengtester Dauerprüfungen von Flugmotoren auf dem Prüfstande und in der Flugpraxis hat sich ferner ergeben, daß sich bei Verwendung von Aluminiumkolben durch das geringere Gewicht der hin- und hergehenden Massen die Vibrationen im Motor vermindern und daß durch die geringeren Lagerdrücke und die bedeutend günstigeren Reibungsverhältnisse die Lebensdauer der Motoren erhöht wird.

Da außerdem natürlich die Kühlung eine bessere ist, weil Aluminium ein sehr viel besserer Wärmeleiter ist als Gußeisen oder Stahl, so wird durch die Verwendung von Aluminiumkolben gegenüber Graugußkolben eine Mehrleistung von etwa 10% erreicht.

Bei Spezialmotoren kommt hierbei auch noch der Umstand günstig in Betracht, daß so ausgerüstete Motoren dank des geringen Gewichtes der hin- und hergehenden Massen viel schneller auf die maximale Tourenzahl kommen und ebenso in kürzerer Frist sich abdrosseln lassen, was die Durchschnittsgeschwindigkeit eines Automobils z. B. in Kurven usw. erheblich erhöht.

In der Praxis hat sich außerdem bei Verwendung von Aluminiumkolben die sehr wertvolle Tatsache ergeben, daß ein Ansammeln von Ölrückständen und Kohlenkruste auf dem Kolbenboden ausgeschlossen bleibt.

Während es sich jedoch seinerzeit zunächst nur um Aluminium-Gußkolben handelte, die hauptsächlich in Motoren für Spezialwagen Verwendung fanden, ging die Firma Basse & Selve, Altena (Westf.), schon sehr bald, gestützt auf die praktische Erfahrung, daß Aluminiumkolben nach längerem angestrengten Betriebe in starken Motoren, insbesondere Flugmotoren, leicht versagen, dazu über, Preß-Aluminiumkolben herzustellen.

Dieser Weg war um so mehr vorgezeichnet, als das Hauptanwendungsgebiet von Aluminiumkolben beim Flugmotor liegt, an dessen Kolben mit ungleich größeren Abmessungen mit Rücksicht darauf, daß der Flugmotor gezwungen ist, ständig unter Vollast zu arbeiten, natürlich weit höhere Ansprüche hinsichtlich der dauernden Belastung und absoluten Zuverlässigkeit gestellt werden, als dies bei Graugußkolben überhaupt möglich ist.

Die Firma Basse & Selve hat von Anfang an bei der Herstellung von Aluminiumkolben deshalb auch aus hüttenmännischen Erwägungen und Erfahrungen heraus eine Aluminium-Zinklegierung angewandt, was bei den heutigen Kriegszeiten eine besondere Bedeutung dadurch gewinnt, daß die Verwendung von Zink unter Ausschaltung sonstiger Sparmetalle, namentlich des Kupfers, den gegenwärtigen kriegswirtschaftlichen Verhältnissen ohne Zweifel am meisten Rechnung trägt, so daß also eine ausgedehnte Verwendung von Preß-Aluminiumkolben nicht zuletzt im vaterländischen Interesse liegt.

Das Gefüge des Aluminium-Gußkolbens ist locker, porös und grobkristallinisch, während die Struktur des Preßaluminiums sich dicht, homogen, feinkristallinisch und sehnig zeigt.

Außerdem besteht aber bei jedwedem Guß, ganz abgesehen davon, daß dessen widerstandsfähigster Bestandteil, die Gußhaut, bei der Bearbeitung des Kolbens fast gänzlich in Wegfall kommt, die Gefahr verborgener Gußblasen, die beispielsweise bei dem an sich sehr dünnen Kolbenboden zu einer — von außen meist unsichtbaren, gefährlichen Schwächung des Kolbens und damit ev. zu einer Katastrophe führen können.

Aluminium-Gußkolben finden deshalb zweckmäßig nur für Automobile und Bootsmotoren sowie für Flgmotoren von nicht mehr als 20 bis 25 PS Leistung pro Zylinder Verwendung, während man erfahrungsgemäß darüber hinaus mit Rücksicht auf die Sicherheit, Zuverlässigkeit und gute Leistung des Motors nur Preß-Aluminiumkolben verwenden sollte.

Auch steht fest, daß selbst in den kritischsten Fällen, wo die Ölschmierung sowohl wie die Kühlung total versagte, wo also eiserne Kolben brechen und die Zylinderwand zerstören, wenn nicht gar noch größeres Unheil anrichten würden, bei Aluminiumkolben letzten Endes lediglich die Kolbenfläche schmiert, ohne sonstige Beschädigungen hervorzurufen; es würde also nur der Kolben unbrauchbar werden.



Beachtenswert bleibt natürlich bei Verwendung von Aluminiumkolben, der höheren Kolbengeschwindigkeit entsprechend, die Strömungsgeschwindigkeit der Gase zu erhöhen und die Ansauge- und Auspuffquerschnitte größer zu halten, beim Einbauen der Aluminiumkolben Rücksicht zu nehmen auf die Verschiedenheit der Ausdehnungskoeffizienten der Baustoffe, die für die Ausführung des Kolbens selbst und der für dessen Funktionen im Motor in Betracht kommenden Teile jeweils Verwendung finden, sowie für eine gute Kühlung, also eine schnelle und ausreichende Abführung der vom Aluminiumkolben aufgenommenen Wärmemenge Sorge zu tragen durch Vergrößerung des Wasserquerschnittes im Kühlmantel des Zylinders u. a. m.

Auf jeden Fall steht fest, daß Aluminiumkolben überall dort gegenüber Graugußkolben mit Erfolg zur Verwendung gelangen, wo es gilt, leistungsfähige Motoren bei leichtestem Gewicht auf kleinstem Raume zu schaffen.

Aus diesem Grunde steht auch zu erwarten, daß die Verwendung von Aluminiumkolben nicht nur für Flug- und Rennmotoren, sondern auch für Auto- und Bootsmotoren in absehbarer Zeit eine allgemeine sein wird, wofür wir an Amerika, wo bekanntlich selbst die kleinsten Automobilmotoren mit Aluminiumkolben ausgestattet sind, bereits ein Vorbild haben.

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

42e, 22. L. 44381. Insbesondere für Luftschiffe geeignete Vorrichtung zur Bestimmung der Ausflußmengen von Gas, Flüssigkeit oder körnigem Gut. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen a. Bodensee. A. 7. 8. 16. E. 6. 11. 17.

46a, 2. B. 80354. Verbrennungsmotor mit allmählicher Verbrennung. Georg Bechman, Stade, Stettin, Gartenstr. 13. A. 19. 10. 15. E. 3. 11. 17.

46c, 17. 301125. Zündkerze für Explosionskraftmaschinen. Johanna Baßler, geb. Brand, Mengeringhausen, Fürstent. Waldeck. A. 20. 2. 15. S. 43586. E. 10. 11. 17.

77h, 6. L. 43237. Propeller für Luftfahrzeuge. Max Lange, Leipzig-Gohlis, Wilhelmstr. 47. A. 3. 6. 15. E. 6. 11. 17. Zusatz zum Patent 292253.

77h, 9. L. 41293. Lenkbares Fahrgestell für Flugzeuge. Jakob Lohner & Comp., Wien; Vertr.: A. Springmann u. E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. A. 26. 1. 14. Österreich A. 16. 12. 13. E. 6. 11. 17.

77h, 15. H. 63816. Hilfsgondel für Luftschiffe. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. 29. 9. 13.

77h, 15. K. 61161. Bombenabwurfvorrichtung. Erich Klamandt, Berlin-Schöneberg, Martin Lutherstr. 43. A. 11. 9. 15. E. 10. 11. 17.

77h, 4. L. 42388. Anordnung von Geschützen und Maschinengewehren an Luftschiffen. Luftschiffbau Schütte-Lanz, Rheinau, Baden. A. 3. 7. 14. E. 20. 11. 17.

77h, 5. R. 42240. Maschinengewehranordnung auf Flugzeugen. J. Frank Rathjen, Berlin-Schöneberg, Freiherr vom Steinstr. 5. A. 16. 8. 15. E. 20. 11. 17.

77h, 15. B. 79918. Bombenabwurfvorrichtung. Dr. Paul de Gruyter, Charlottenburg, Bismarckstr. 10. A. 30. 7. 15. E. 20. 11. 17.

Patenterteilungen.

42b, 26. 301012. Kontrollvorrichtung für Zahnrädergetriebe. Zahnradfabrik G. m. b. H. u. Dipl.-Ing. Freiherr Alfred von Soden-Fraunhofen, Friedrichshafen a. B. 16. 5. 16. Z. 9630.

46c, 24. 301064. Federanlaßvorrichtung für Explosionskraftmaschinen. Gallus Baumann, Zwickau i. Sa., Katharinenkirchhof 5. 14. 4. 15. B. 79335.

46c, 3. 300861. Ringschieberabdichtung für mehrzylindrige Explosionsmaschinen mit kreisenden Zylindern. Ignaz Sklenár, Budapest, Ung.; Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. D. Landenberger, Pat.-Anw., Berlin SW 61. 22. 3. 14. S. 42916. 20. 10. 17.

46c, 8. 300855. Explosionskraftmaschine mit sternförmig angeordneten Zylindern. Hugo Reik, Wien; Vertr.: R. G. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW 11. 28. 8. 15. R. 42279. Österreich 12. 8. 15. 20. 10. 17.

46c, 4. 301521. Anordnung zur Verstärkung des Arbeitszylinders von Gegenkolben-Verbrennungskraftmaschinen. Hugo Junkers, Dessau, Albrechtstr. 47. 8. 3. 13. J. 15521.

46c, 5. 301522. Vorrichtung zur Verhinderung der Bildung von Ölkrusten und Kohle an der unteren Seite der Kolbenböden, vornehmlich bei umlaufenden Verbrennungskraftmaschinen. Flugmaschine Rex Gesellschaft m. b. H., Köln. 19. 6. 15. F. 40027.

46c, 6. 301427. Vergaser für flüssigen Brennstoff. Daimler Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. 28. 7. 14. D. 31224.

46c, 6. 301523. Vorrichtung zur Anreicherung der Luft mit flüssigem Brennstoff. Dr. Otto Eck, Godesberg a. Rh. 15. 10. 15. E. 21298.

46c, 14. 301524. Kontrollapparat für die Zündung von Flugmotoren. Wilhelm Albers, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 5. 16. 12. 16. A. 28856.

Zurücknahme von Anmeldungen.

Das Datum bedeutet den Tag der Bekanntmachung der Anmeldung im Reichsanzeiger. Die Wirkungen des einstweiligen Schutzes gelten als nicht eingetreten.

77h, H. 70952. Steuergreifgabel für Flugzeuge. 3. 5. 17.

Auszüge aus den Patentschriften.

299216. Luftschiff mit zwei nebeneinander gelagerten Tragkörpern. Julius Herrmann und Edmund Seelig in Berlin.

Es sind bereits solche Luftschiffe bekannt, welche zwei nebeneinander gelagerte Tragkörper besitzen. Die nach der Erfindung angewandte Form unterscheidet sich jedoch von den bisher bekannten dadurch, daß die Spitzen nicht in der geometrischen Mittellinie der Tragkörper liegen, sondern nach innen versetzt sind, so daß die Spitze von der Mittellinie stets in der Richtung abweicht, in welcher sich der benachbarte Tragkörper befindet.

Dieser Erfindungsgedanke führt zu folgenden Vorteilen:

Eine gerade Spitze läßt die durchschnittene Luft nach allen Seiten gleichmäßig abfließen. Befindet sich nun ein zweiter Luftschiffkörper in unmittelbarer Nähe, so treffen in der Mitte zwischen beiden Körpern zwei Luftströme zusammen. Es wird dadurch die Bildung von Wirbeln und ein erhöhter Luftwiderstand des Fahrzeuges hervorgerufen. Dieser Übelstand wird vermieden, wenn man die Spitzen um einen geeigneten Betrag nach innen versetzt. Da die Größe dieses Betrages rechnerisch schwer zu ermitteln ist, empfiehlt es sich, die Spitzen nicht starr, sondern beweglich und einstellbar auszuführen, wie es bei Luftschiffen mit einem länglichen Tragkörper zum Zwecke der Steuerung bekannt ist.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Sparstoff-Korrespondenz. Schriftleiter: Dipl.-Ing. Dr. jur. Hillinger, Berlin. Herausgegeben vom Verein deutscher Maschinenbauanstalten, Charlottenburg.

Enthält Anleitungen zur sparsamen Verwendung von Öl, Brennstoffen und Materialien aller Art.

Die Mitwirkung der Arbeiter bei der sparsamen Verwendung von Schmiermitteln und anderen Sparstoffen. Herausgegeben vom Technischen Ausschuß für Schmiermittelverwendung, Charlottenburg 2.

Das Flugblatt wird allen Interessenten kostenlos gesendet.

Mit Unterstützung deutscher Industrieller, Handels- und Schiffahrtskreise und mit dem moralischen Beistand der deutschen Behörden ist seit Dezember v. Js. in Sofia die **„Deutsche Balkan-Zeitung“** erschienen. (Verlag Deutsche Balkan-Zeitung G. m. b. H., Berlin SW und Sofia.)

Kohlensteuergesetz vom 8. April 1917 nebst den Ausführungsbestimmungen des Bundesrats vom 12. Juli 1917 erläutert von Assessor Dr. Felix Zedermann und Dr. Jos. Morenhoven. Mit einem Anhang, Tabellen und Sachregister. 248 Seiten. (Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C. 2.) Preis M. 4,50.

Immer stärker werden die Lasten, welche der Krieg unserem Volk aufbürdet. Zur Kriegssteuer, dem Warenumsatzstempel und der Besteuerung des Güterverkehrs trat mit Wirksamkeit ab 1. August 1917 die Kohlensteuer. Die neue Belastung kommt nicht nur in höheren Kohlenpreisen, sondern auch in den Preisen sonstiger Bedarfsgegenstände, zu deren Herstellung die Verwendung von Kohle erforderlich ist, zum Ausdruck. Die für die Zeit nach dem Kriege zu beobachtenden Rücksichten auf die Wettbewerbsfähigkeit unserer Ausfuhrindustrien wurden zunächst absichtlich zurückgestellt.

Das vorliegende Buch beschränkt sich nicht darauf eine Erläuterung des Gesetztextes zu bieten, sondern bringt im Zusammenhang damit auch die Ausführungsbestimmungen des Bundesrats, auf die gleichzeitig bei den Erläuterungen hingewiesen ist, ferner die sämtlichen während des Krieges erlassenen Vorschriften über Kohlen, statistisches Material usw.

»Nach Osten!« Von Sven Hedin. Verlag: F. A. Brockhaus, Leipzig. Große Ausgabe. 520 Seiten mit 267 Abbildungen Preis: geb. M. 10.

Hedin folgte unseren siegreichen Heeren, als Hindenburg und Mackensen die Russen laufen lehrten, und war unmittelbarer Zeuge der schmählichen Niederlage der Russen. Er sah die auf dem Rückzuge angerichteten Verwüstungen. An den unschuldigen Einwohnern Polens und Kurlands nahm der Russe Rache und trieb sie dann wie gehetztes Wild ins Innere Rußlands vor sich her. Was der Moskowiter nicht mitnehmen kann, das vernichtet er, damit es nur nicht den Deutschen in die Hände fällt! Wenn dabei die Einwohner, die der Razzia der Kosaken entgingen, verhungern müssen — was schiert das Rußland, das an Menschen Überfluß hat! So war es vor zweihundert Jahren, als Schwedens großer König Karl XII. seine tapferen Krieger gegen Zar Peter führte, um einen germanischen Damm gegen die asiatische Sturmflut zu errichten. So kämpfte Rußland vor 100 Jahren gegen Napoleon, und so glaubt es noch heute, im Zeitalter der Eisenbahnen und unerschöpflicher Verkehrsmöglichkeiten, sich seiner Gegner erwehren zu können!

Das ist einer der politisch-historischen Gesichtspunkte, die den neutralen Schweden Hedin bei der Abfassung seines neuen Buches »Nach Osten!« geleitet haben. Gelingt es Rußland, Deutschland und Österreich-Ungarn niederzuzwingen, so ist Schweden das nächste Schlachtopfer — in dieser nur allzu berechtigten Voraussicht ruft Hedin lauter und eindringlicher als je die ganze germanische Welt zur unzweideutigen Parteinahme für die Mittelmächte auf. Dieser Umstand gibt seinem Werke »Nach Osten!« eine geschichtliche Bedeutung.

Die kleine Ausgabe von Hedins »Nach Osten!« konnte dieses stärkste Leitmotiv nur flüchtig anklingen lassen. Der energische Politiker und begeisterte Germane Hedin enthüllt sich ganz erst in dieser großen Ausgabe seines Buches. Die knappen Skizzen der Soldatenausgabe erweitern sich hier zu einem umfassenden Panorama des gesamten östlichen Kriegsschauplatzes von Mitau bis nach Czernowitz. In vierzig packenden Kapiteln, deren wechselreicher Inhalt in der kleinen Ausgabe nur angedeutet werden konnte, erleben wir all die Ereignisse in nächster Nähe mit, die dem Jahre 1915 unvergänglichen Glanz verleihen, und fester als je erwächst uns aus diesen unbefangenen Darstellungen eines Mannes, der auch der Tapferkeit des sklavisch gehorsamen russischen Soldaten volle Gerechtigkeit widerfahren läßt, die stolze Überzeugung, daß keine Erdenmacht uns den endgültigen Sieg mehr entreißen kann!

Besonders hingewiesen sei auf den Reichtum dieser großen Ausgabe an prächtigen und originellen Bildern, nach photographischen Aufnahmen und Handzeichnungen des Verfassers. In der Handhabung der Kamera und in der Führung des Zeichenstifts erweist sich Hedin als ein ebenso großer Meister wie als Schriftsteller. Auch die Ausstattung des Werkes ist sehr gut. J. S.

Technische Abende. (Verlag E. S. Mittler & Sohn, Berlin.) Mit der neuen Reihe seiner Veröffentlichungen lenkt das Zentralinstitut für Erziehung und Unterricht die allgemeine Aufmerksamkeit auf die Bedeutung technischen Schaffens und damit der technischen Berufe. Viel zu lange haben diese im deutschen Schulleben wie in der Öffentlichkeit, auch bei Berufsuchenden und deren Eltern, die gebührende Würdigung entbehren müssen. Ihr Wert trat gegenüber dem Ansehen, das Tätigkeit und Beruf des Gelehrten und Beamten genossen, zumeist in den Hintergrund. Man erkannte wohl nicht hinreichend die idealen Seiten auch des technischen Wirkens. Daher verdienen die in den »Technischen Abenden« sich widerspiegelnden Bestrebungen die besondere Beachtung weiterer Kreise.

Heft 1. »Maschine und Werkzeug« von Geh. Regierungsrat Prof. Kammerer (mit einer Abbildung, Preis 50 Pf.). Verfasser behandelt die Notwendigkeit der Maschinenarbeit, die fast alle rohe Muskeltätigkeit in der Technik dem Menschen abnimmt. Noch wirkt vielfach der Mensch zu sehr als stumpfsinniger Handlanger der Maschine. Ihn zu ihrem Steuermann zu erziehen, bezeichnet der Verfasser als erstrebenswertes Ziel. So soll schon in der Schule weniger die Aneignung von irgendwelchem Gedächtnisstoff, sondern das Schauen und Denkenlernen, die Ausbildung der Willenskraft die Hauptaufgabe bilden. Daran anschließend beleuchtet Prof. Schlesinger den Einfluß des Werkzeuges auf Leben und Kultur. Wir erkennen, wie das Werkzeug die Grundlage aller schaffenden Tätigkeit bildet. Zum Schluß schildert der Verfasser, wie die deutsche Arbeit die Überlegenheit auf dem Weltmarkte errungen und während des Krieges trotz Abschlusses von der übrigen Welt fort und fort weiterentwickelt hat.

Heft 2. »Die Psychologie des Arbeiters und seine Stellung im industriellen Arbeitsprozeß«. Von Prof. A. Wallichs. (Preis: 50 Pf.)

Der große Krieg brachte uns erfreulicherweise und notgedrungen den sozialen Frieden. Ihn möglichst festzuhalten, ist angesichts des nach Friedensschluß sicher eintretenden Wirtschaftskampfes mit den uns feindlich gesinnten Völkern ein dringendes Gebot der Zeit. Im engsten Zusammenhang damit steht die für das Gedeihen unseres Volkes wichtige Frage, die der Verfasser erörttert: Welche Mittel stehen zur Beeinflussung unserer Arbeiter, insbesondere der unserer maschinellen Großbetriebe, im Sinne einer Gesundung und Befreiung ihres Seelenlebens aus einer drohenden Verstumpfung zur Verfügung? Die Schrift sollten alle Arbeitgeber in der Großindustrie und im Handel, sowie deren Vertreter lesen, aber auch für die Arbeiterschaft selbst ist sie von Wichtigkeit, ebenso für Sozialpolitiker, für die Lehrer an Fortbildungsschulen usw.

Heft 3. »Werke der Technik im Landschaftsbild«. Von Geh. Regierungsrat Prof. Franz (mit 21 Abb., Preis 75 Pf.)

Die Technik des 19. Jahrhunderts hat durch unschöne Bauten manche Verunstaltung in unsern Landschaften verursacht. Der Verf. zeigt uns, daß dafür keineswegs die Wesensart der Technik verantwortlich zu machen sei, sondern irrige Anschauungen, die heute größtenteils überwunden wären, die Schuld daran trügen. Mit dem Eintritt ins 20. Jahrh. ist bei allen Technikern der verständnisvolle Wille zum Schönen durchgedrungen. Der Verfasser fordert tiefere baukünstlerische Schulung des Architekten und die Hebung des schönheitlichen Formensinnes bei den Ingenieuren als wichtige Unterrichtsmittel.

»Bodenreform«, Herausgeber Adolf Damaschke. »Kriegsbeschädigte und Kriegerheimstätten« ist ein Flugblatt überschrieben, welches in Heft 16 der »Bodenreform« auszugsweise wiedergegeben wird. Das Flugblatt enthält gemeinverständliche Erläuterungen zum Kapitalabfindungsgesetz. Zur planmäßigen Verbreitung in Auskunftsstellen, Genesungsheimen und Lazaretten kann es portofrei zum Preise von M. 2,50 für 100 Stück vom Hauptausschuß für Kriegerheimstätten, Berlin NW 23, Lessingstr. 11 bezogen werden.

Wie die Gedanken Leo Tolstojs das Programm der heute regierenden Parteien in Rußland beherrschen, zeigt ein in der »Bodenreform« abgedruckter bedeutsamer Hinweis auf die Bodenfrage als »die tiefste Erklärung aller Erscheinungen der großen russischen Umwälzung«.

Die »Bodenreform« ist die verbreitetste Zeitschrift für volkswirtschaftliche und staatsbürgerliche Bildung im deutschen Sprachgebiet. Sie kostet vierteljährlich nur M. 1,50 bei jeder Buchhandlung und Postanstalt. Probenummern versendet kostenfrei der Verlag »Bodenreform«, Berlin NW 23, Lessingstr. 11.

Aufruf an das deutsche Volk zur Aufhebung der unnützen Zweischriftlichkeit. Herausgeben vom Deutschen Altschriftenbund. Verlag F. Soennecken, Bonn.

Dieses, mit vielen Schriftproben ausgestaltete Werk gibt eine ausführliche Erklärung über die Verhältnisse des deutschen Schriftwesens und bezweckt die Wiedereinführung der früheren deutschen Schrift, der »Altschrift oder Lateinschrift«.

Heimkultur — Deutsche Kultur. Heimstätten für Kriegsteilnehmer, Offiziere und Mannschaften. Seiner Majestät dem Kaiser und Deutschlands Kriegern gewidmet. Mit Unterstützung führender Männer herausgegeben von der Gesellschaft für Heimkultur e. V. Wiesbaden, durch Direktor E. Abigt. Preis geheftet M. 1.

Aus dem Inhalt: »Wohnungsbeschaffung für Kriegerfamilien auf dem Lande« von Großh. Baurat Heyer, Worms, und Anleitung wie sich tatkräftige Krieger in 8 Wochen eine Heimstätte in einer soliden Volksbauweise allein oder mit Hilfe ihrer Kameraden selbst bauen, von Landwehrmann Fr. Wilh. Max Betz. Ratschläge und Hausbeispiele für Offiziers- und Kriegerfamilien. A. V.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrthaus. — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 7732.

Personalnotizen aus unserem Mitgliederkreis:

Dr. A. Brill, Frankfurt a. M. tut zurzeit bei der Feldwetterwarte Warschau Dienst;

Professor C. Eberhardt, Darmstadt, ist als Leutnant bei der Inspektion der Luftschifftruppen zur Luftschiff-Versuchanstalt, Berlin, kommandiert;

Dr. Hans Gerdien, Leiter des chemisch-physikalischen Laboratoriums von Siemens & Halske, Berlin, wurde im Dezember 1916 zum Professor ernannt;

Direktor Ferdinand Rasch, Oberleutnant z. S. a. D. ist zum Geschäftsführer der Firma Flugzeugwerft G. m. b. H. in Staaken (Spandau) bestellt. Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. | **27. Oktober 1917.** | **Heft 19 u. 20.**

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: Ingenieur ANSBERT VORREITER, öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin. BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. **27. Oktober 1917.** **Heft 19 und 20.**

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Über Fluggeschwindigkeit, Windstärke und Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges.

Von Prof. Dr. R. v. Mises, Straßburg i. E.

Im folgenden werden in leichtfaßlicher Weise einige ganz einfache Beziehungen zwischen der Fluggeschwindigkeit, der Windstärke und der Eigengeschwindigkeit eines Flugzeuges besprochen. Zunächst wird (1) eine anschauliche Darstellung der grundlegenden Beziehungen gegeben und eine Reihe unmittelbarer Folgerungen (2) erörtert. Als praktisch wichtigstes Ergebnis erscheint ein einfach durchführbares Verfahren (3) (das »Stoppdreieck«) zur Bestimmung der Eigengeschwindigkeit eines Flugzeuges durch Flugversuche. Hierauf wird die Frage nach der raschesten Verbindung zwischen zwei gegebenen Punkten kurz erledigt (4) und ein zeichnerisches Verfahren zur Ermittelung der Flugdauer für eine beliebig vorgeschriebene Flugbahn entwickelt. Mit Hilfe dieses Verfahrens wird der Einfluß der Windstärke auf die für das Durchfliegen einer Kreisbahn erforderliche Flugzeit ziffermäßig bestimmt (5). Den Schluß bildet die kurze Ableitung der Formeln, die man bei Messungen im Stoppdreieck an Stelle des zeichnerischen Vorganges verwenden kann (6).

1. Ein Flugzeug, das die Eigengeschwindigkeit v m/sec besitzt, fliegt bei Windstille nach allen Richtungen mit der gleichen Fluggeschwindigkeit, die eben die Größe v hat. Herrscht aber Wind von der Stärke w m/sec in der durch OW (Fig. 1) angedeuteten Richtung, so setzt sich die Fluggeschwindigkeit x aus w und v vektoriell zusammen. In Fig. 1 ist $OW = w$, $WX = v$ gezeichnet und $OX = x$ stellt dann die Fluggeschwindigkeit dar. Je nachdem, wohin man steuert, ändert der Vektor WX seine Richtung, während seine Länge v und sein Anfangspunkt W unverändert bleiben: Der Endpunkt X, der auch Endpunkt des Vektors OX der Fluggeschwindigkeit ist, bewegt sich auf dem Kreis mit dem Halbmesser v um W als Mittelpunkt. Wir haben somit den Satz: T r ä g t m a n a l l e m ö g l i c h e n F l u g g e s c h w i n d i g k e i t e n e i n e s F l u g z e u g e s — bestimmten Wind und bestimmte Gashebelstellung usf. vorausgesetzt — v o n e i n e m f e s t e n P u n k t O a u s n a c h G r ö ß e u n d R i c h t u n g a u f , s o l i e g e n d i e E n d p u n k t e d i e s e r S t r e c k e n a u f e i n e m K r e i s. Oder mit andern Worten: Startet eine Reihe von Flugzeugen mit gleicher Eigengeschwindigkeit gleichzeitig von einem Punkt aus nach verschiedenen Richtungen, so befinden sie sich jederzeit auf dem Umfang einer Kreislinie; der Mittelpunkt dieses Kreises schreitet mit der Windgeschwindigkeit fort, der Halbmesser vergrößert sich mit der Eigengeschwindigkeit der Flugzeuge.

Fig. 1 läßt ohne weiteres erkennen, daß ein Flugzeug dann und nur dann nach allen Richtungen fliegen kann, wenn seine Eigengeschwindigkeit v größer ist als die Wind-

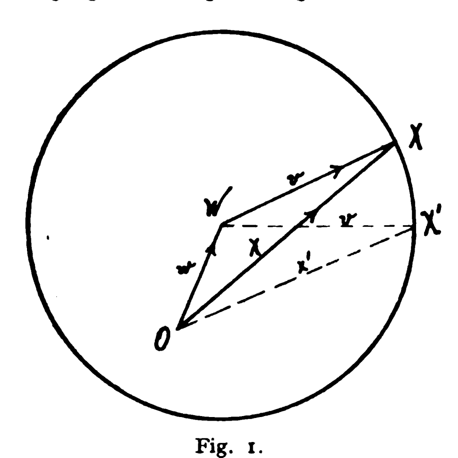


Fig. 1.

stärke w. Die größte Fluggeschwindigkeit ist dann $v + w$, die kleinste $v - w$, die erste hat die Richtung des Windes, die zweite die entgegengesetzte. Ist aber $w > v$, die Windstärke größer als die Eigengeschwindigkeit, dann tritt der Fall der Fig. 2 ein, wo der Punkt O außerhalb des Kreises um W liegt. Jetzt ist die Flugmöglichkeit auf einen Winkelbereich beschränkt, dessen Grenzen man, wie Fig. 2 zeigt,

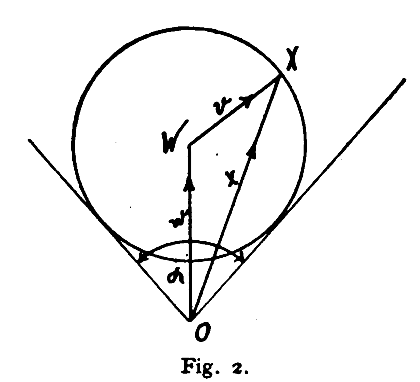


Fig. 2.

durch Ziehen der Tangenten von O an den »Geschwindigkeitskreis« erhält. Die Öffnung α dieses Bereiches wird, wie man sieht, durch

$$\sin \frac{\alpha}{2} = \frac{v}{w} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (1)$$

bestimmt. Die Größt- und Kleinstwerte der Fluggeschwindigkeit sind dieselben wie früher. In dem Grenzfall $w = v$, Windstärke gleich Eigengeschwindigkeit, ergibt sich wohl (Fig. 3) ein dem Flugzeug zugänglicher Bereich von 180°,

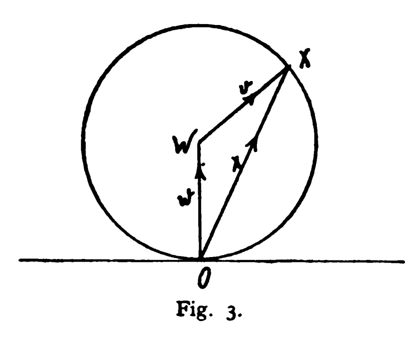


Fig. 3.

aber die Fluggeschwindigkeit an der Grenze des Bereiches ist $w - v = 0$, d. h. praktisch ist nur ein Fliegen innerhalb der nach der Windseite zu liegenden Halbebene, nicht aber an der Grenze möglich. Im folgenden werden wir stets den Fall $v > w$ voraussetzen.

2. Die Fluggeschwindigkeiten x_1 und x_2 für Hin- und Rückflug auf einer gegebenen Strecke ergeben sich in unserer Darstellung als die beiden Abschnitte OX_1 und OX_2 (Fig. 4) einer durch O gezogenen Sehne des Geschwindigkeitskreises. Nach einer bekannten Eigenschaft des Kreises hat das Produkt dieser Abschnitte einen von der Sehnenrichtung unabhängigen Wert, es ist also $OX_1 \cdot OX_2 = OA \cdot OB$ (Fig. 4) oder

$$x_1 x_2 = (v + w)(v - w) = v^2 - w^2 \quad \ldots \quad (2)$$

Das Produkt der Fluggeschwindigkeiten für Hin- und Rückflug auf einer beliebigen Strecke ist für alle Strecken dasselbe, nämlich $v^2 - w^2$.

Ist eine Streckenlänge a gegeben, so findet man die Flugzeit für diese Strecke:

$$t = \frac{a}{x} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (3)$$

demnach die Flugzeiten für Hin- und Rückflug:

$$t_1 = \frac{a}{x_1}, \; t_2 = \frac{a}{x_2}, \; t_1 t_2 = \frac{a^2}{x_1 x_2} = \frac{a^2}{v^2 - w^2} \quad . \quad (4)$$

Es ist also auch das Produkt der Flugzeiten für Hin- und Rückflug auf einer Strecke gegebener Länge von der Richtung der Strecke unabhängig.

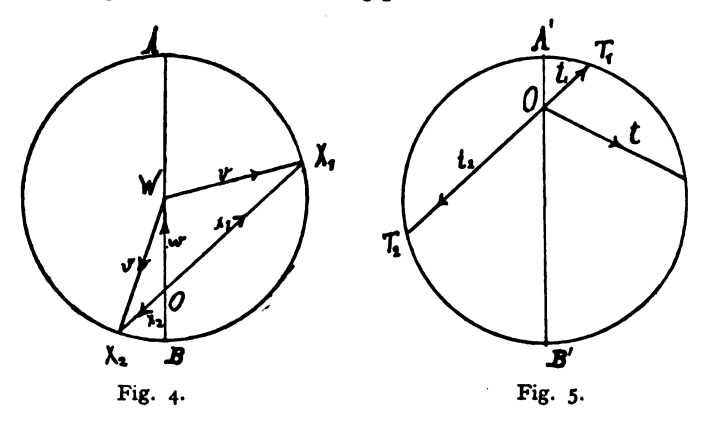


Fig. 4. Fig. 5.

Setzt man in den Ausdruck für t_1 den Wert von x_1 aus der Gleichung (2) ein:

$$t_1 = \frac{a}{x_1} = \frac{a}{v^2 - w^2} x_2 \quad \ldots \ldots \quad (5)$$

so sieht man, daß die Zeit für den Hinflug der Geschwindigkeit auf dem Rückflug proportional ist. Trägt man daher (Fig. 5) von einem festen Punkt O aus nach jeder Richtung die Flugzeit t für eine in dieser Richtung liegende Flugstrecke von der Größe a auf, also $OT = a : x$, so müssen die Endpunkte T wieder auf einem Kreis, dem »Zeitkreis«, liegen, der — abgesehen vom Maßstab — ein Spiegelbild des Geschwindigkeitskreises in bezug auf eine durch O gelegte Horizontale ist. Mit andern Worten: Es muß der senkrechte Durchmesser $A'B'$ des Zeitkreises durch O in demselben Verhältnis geteilt werden, wie AB in Fig. 4, aber während früher die längere Strecke OA und die kürzere OB war, ist jetzt umgekehrt OA' die kürzere und OB' die längere. Wir haben jedenfalls den Satz: Wird von einem festen Punkt O aus in der Richtung der Flugstrecke, die die feste Länge a, aber beliebige Richtung hat, die zugehörige Flugzeit $OT = t$ aufgetragen, so liegen die Endpunkte T auf einem Kreis.

Die Zeit, die für Hin- und Rückflug auf der Strecke a erforderlich ist, wird jetzt durch die ganze Sehnenlänge einer durch O gezogenen Sehne des Zeitkreises dargestellt. Man sieht, daß die längste Zeit für eine in der Windrichtung liegende Strecke gebraucht wird (obwohl hier die Summe der Fluggeschwindigkeiten den größten Wert besitzt), die kürzeste Zeit für eine zur Windrichtung senkrechte. Überhaupt ist die Zeitensumme

$$t_1 + t_2 = \frac{a}{x_1} + \frac{a}{x_2} = \frac{a}{x_1 x_2}(x_1 + x_2) = \frac{a}{v^2 - w^2}(x_1 + x_2) \quad (6)$$

der Summe der Fluggeschwindigkeiten direkt (nicht wie man vermuten könnte, umgekehrt) proportional, so daß auch die Sehnenlängen im Geschwindigkeitskreis ein Bild für die Dauer des Hin- und Rückfluges abgeben.

Ist die Gesamtflugdauer $T = t_1 + t_2$, etwa durch die mitgeführte Betriebsmittelmenge, beschränkt, so ist es möglich, daß eine Strecke von vorgeschriebener Länge a gar nicht oder nur dann hin und zurück geflogen werden kann, wenn sie in einem gewissen Winkelbereich liegt. Man stellt dies und gegebenenfalls die Größe des Winkelbereiches fest, indem man die Sehne von der entsprechenden Länge durch O hindurchlegt. Um auch gleich die Bestimmung der Maßstäbe zu erledigen, nehmen wir ein Zahlenbeipiel vor. Sei $v = 30$ ms, $w = 15$ m/s, die Flugstrecke $a = 200$ km und die größte Gesamtflugzeit $T = 4\frac{1}{2}$ h $= 16200$ s. Der Zeitkreis ist dadurch bestimmt, daß man (Fig. 6)

$$OA' = \frac{a}{v+w} = 4444 \text{ s}, \quad OB' = \frac{a}{v-w} = 13333 \text{ s}$$

im Zeitmaßstab aufträgt und über $A'B'$ als Durchmesser den Kreis errichtet. In demselben Maßstab ist jetzt eine Sehne von der Länge $T = 16200$ s durch O zu legen. Das geschieht in der Weise, daß man die Länge T zunächst von A' aus auf dem Zeitkreis abträgt, dadurch die Sehne $A'S = T$ erhält, dann mit dem Mittelpunkt in W' einen $A'S$ berührenden Kreis, endlich die Tangenten an diesen Kreis von O aus zeichnet. Der schraffierte Winkelbereich zwischen diesen Tangenten ist

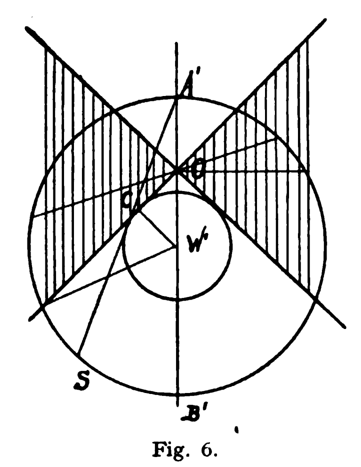


Fig. 6.

der gesuchte Bereich, in dem der Hin- und Rückflug noch möglich ist. Wenn die Sehnenlänge T größer ist als der Durchmesser des Zeitkreises, so ist jede Richtung möglich, ist sie kleiner als die durch O gelegte, zu $A'B'$ senkrechte Sehne, keine. Rechnungsmäßig ergibt sich der Halbmesser des Zeitkreises zu

$$\frac{1}{2} A'B' = \frac{1}{2}\left[\frac{a}{v+w} + \frac{a}{v-w}\right] = \frac{a\,v}{v^2 - w^2} \quad . \quad . \quad (7)$$

der Abstand des Mittelpunktes W' von O zu

$$OW' = \frac{1}{2} A'B' - \frac{a}{v+w} = \frac{1}{2}\left[\frac{a}{v-w} - \frac{a}{v+w}\right] = \frac{a\,w}{v^2 - w^2} \quad (8)$$

Die Sehnen der Länge T haben den Mittelpunktsabstand:

$$W'C = \sqrt{\left(\frac{a\,v}{v^2 - w^2}\right)^2 - \frac{T^2}{4}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

so daß der Öffnungswinkel α des gesuchten Bereiches durch

$$\cos\frac{\alpha}{2} = \frac{W'C}{OW'} = \frac{1}{w}\sqrt{v^2 - \left(\frac{T}{2}\,\frac{v^2 - w^2}{a}\right)^2} \quad . \quad . \quad (10)$$

gegeben ist. Der Ausdruck rechts ist nur dann reell und absolut kleiner als 1, wenn $T < A'B'$ und $W'C < OW'$.

Unter der Reichweite eines Flugzeuges versteht man die Länge l einer Strecke, die mit der gegebenen Betriebsmittelmenge oder, was dasselbe ist, in der gegebenen Zeit T hin und zurück geflogen werden kann. Wenn Wind herrscht, ist die Reichweite nach jeder Richtung eine andere, wie nach Fig. 6 zu beurteilen, am größten senkrecht zum Wind, am kleinsten in der Richtung des Windes. Nennen wir s die Länge einer durch O gezogenen Sehne des Zeitkreises, so gibt, wie wir wissen, s die Zeit für das Hin- und Zurückfliegen auf der Strecke a. Mithin ist

$$l : a = T : s, \quad l = \frac{a\,T}{s} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

d. h. die Reichweite für irgendeine Richtung ist der Länge der dieser Richtung parallelen Sehne des Zeitkreises umgekehrt proportional. In Fig. 7 haben wir durch Bestimmung und Auftragen der reziproken Längen zu Fig. 6 das Bild der Reichweiten für $T = 4\frac{1}{2}$ h entworfen. Der Maßstab ergibt sich unmittelbar aus (11).

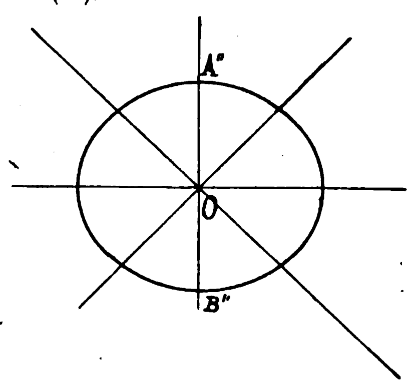


Fig. 7.

3. Zur Bestimmung der Eigengeschwindigkeit v eines Flugzeuges pflegt man in der Regel derart vorzugehen, daß man eine beliebige Flugstrecke a hin und zurück fliegt, die beiden Fluggeschwindigkeiten $x_1 = a : t_1$ und $x_2 = a : t_2$ ermittelt und aus beiden das arithmetische Mittel bildet. Dieser Vorgang kann nach unserer Darstellung nur dann richtig sein, wenn die Flugstrecke genau parallel zum Wind liegt. Es ist aber meist sehr schwierig, die Windrichtung genau festzustellen und nicht immer möglich, in einer beliebigen Richtung eine Strecke abzustecken. Ein Verfahren, das jedoch stets einwandfrei zum Ziel führt, ist das folgende:

Man durchfliegt drei Strecken von bekannten Längen und verschiedenen Richtungen, z. B. die drei Seiten eines Dreieckes (Fig. 8) oder die auf den Dreieckseiten abgesteckten Strecken A_1B_1, A_2B_2, A_3B_3, oder eine beliebige Strecke hin und zurück und eine dritte, die nicht parallel zu ihr liegt od. dgl. Die drei Längen (die nicht notwendig verschieden sind) seien l_1, l_2, l_3, die Flugzeiten t_1, t_2, t_3, so daß die Geschwindigkeiten sich zu

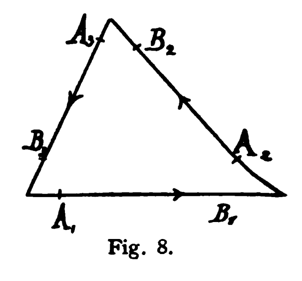


Fig. 8.

$$x_1 = \frac{l_1}{t_1}, \quad x_2 = \frac{l_2}{t_2}, \quad x_3 = \frac{l_3}{t_3} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

Fig. 9.

ergeben. Trägt man die drei Größen x_1, x_2 und x_3 parallel den betreffenden Flugrichtungen von einem festen Punkt O aus auf $x_1 = OX_1$, $x_2 = OX_2$, $x_3 = OX_3$ (Fig. 9), so liegen die Endpunkte nach dem oben Dargelegten auf dem Geschwindigkeitskreis. Sucht man daher in bekannter Weise den Mittelpunkt W des dem Dreieck $X_1X_2X_3$ umschriebenen Kreises

auf, so erhält man in dessen Halbmesser $WX_1 = WX_2 = WX_3$ die gesuchte Eigengeschwindigkeit v und überdies in OW die Windstärke nach Größe und Richtung:

Um die Eigengeschwindigkeit v eines Flugzeuges zu bestimmen, ermittelt man durch drei Stoppungen die Fluggeschwindigkeiten für irgendwelche drei Richtungen, trägt sie von einem festen Punkt aus parallel den drei Flugrichtungen auf und konstruiert den dem Dreieck der drei Endpunkte umschriebenen Kreis: sein Halbmesser ist das gesuchte v. (Fig. 12).

Für die Anwendung des Verfahrens wird es sich empfehlen, die drei Flugwege ein für allemal abzustecken und entsprechend zu vervielfältigende Vordrucke mit den vorgezeichneten drei Richtungsstrahlen und den eingeschriebenen Längen bereit zu halten. Nach dem Flugversuch sind dann nur aus den bekannten l_1, l_2, l_3 und den beobachteten t_1, t_2, t_3 die Geschwindigkeiten x_1, x_2, x_3 zu berechnen und auf den Strahlen aufzutragen. Zu den drei Paaren von Endpunkten X_1X_2, X_2X_3 und X_3X_1 zeichnet man die Seitenhalbierenden, die sich in einem Punkte treffen müssen, so daß man zugleich eine Kontrolle für die Genauigkeit der Zeichnung hat. Die Entfernung WX_1 ist natürlich in demselben Maßstab abzulesen, in dem die x aufgetragen wurden.

Die rechnungsmäßige Bestimmung von v aus den drei Größen x_1, x_2 und x_3 und den von den Flugstrecken eingeschlossenen Winkeln α_1, α_2, α_3 ist nicht gleich einfach wie die Konstruktion (siehe unter 6). Als Näherung, bei nicht zu großen Unterschieden zwischen den drei beobachteten x-Werten, kann man den Ausdruck

$$v \sim \frac{x_1 \sin \alpha_1 + x_2 \sin \alpha_2 + x_3 \sin \alpha_3}{\sin \alpha_1 + \sin \alpha_2 + \sin \alpha_3} \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

verwenden (vgl. unten Pkt. 6), wobei die sin feste Werte sind, die durch entsprechende Wahl der Winkel zu einfachen Zahlen

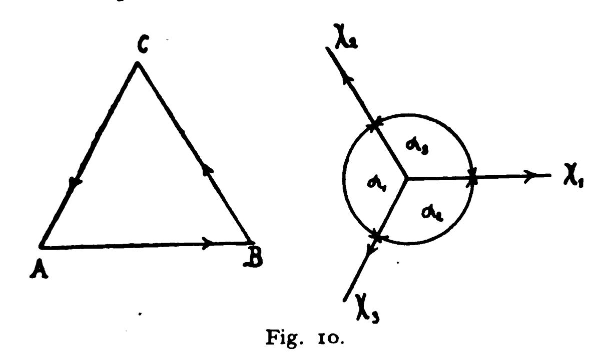


Fig. 10.

len, z. B. im Fall der Fig. 10, mit $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_3 = 120^0$,

$$v \sim \frac{1}{3}(x_1 + x_2 + x_3) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (13')$$

Bilden die drei Strecken l_1, l_2, l_3 ein geschlossenes Dreieck, so kann man die Längen l_1, l_2, l_3 an Stelle der sin in (13) einführen.

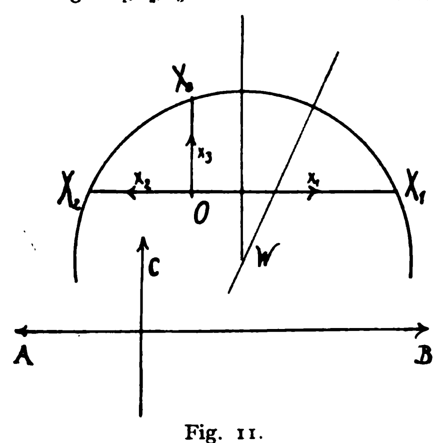


Fig. 11.

Will man einen in allen Fällen genau richtigen und noch genügend einfachen Ausdruck für v haben, so wählt man, wie in Fig. 11 dargestellt, zwei Flugstrecken entgegengesetzt gerichtet und die dritte senkrecht dazu. Die Konstruktion (Fig. 11) ergibt dann (vgl. a. Pkt. 6)

$$v^2 = \left(\frac{x_1 + x_2}{2}\right)^2 + \left(\frac{x_1 x_2 - x_3^2}{2\, x_3}\right)^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

In manchen Fällen wird es möglich sein, neben den Geschwindigkeiten x_1 und x_2 für Hin- und Rückflug auf einer Strecke auch den Winkel φ der Windrichtung gegen die Flugstrecke oder den Winkel ϑ der Flugzeugachse gegen die Flugrichtung, die sog. Abtrift, zu messen. Man hat dann, wie die Fig. 12 unmittelbar zeigt,

$$v = \frac{1}{2}\sqrt{(x_1 + x_2)^2 + (x_1 - x_2)^2 \operatorname{tg}^2 \varphi} \quad . \quad . \quad . \quad (15)$$

bzw.

$$v = \frac{x_1 + x_2}{2 \cos \vartheta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (16)$$

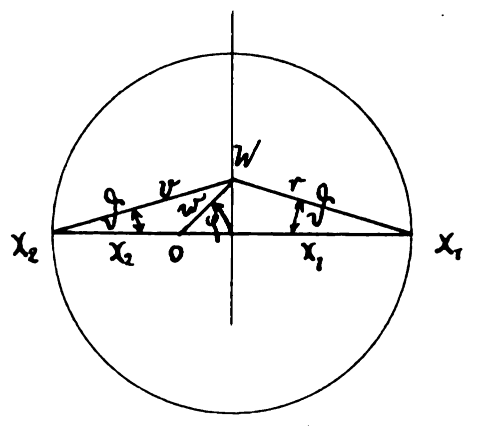


Fig. 12.

Natürlich kann auch in diesen Fällen die zeichnerische Ermittelung des Punktes W eintreten, die sich ohne nähere Erläuterung ergibt.

4. Die kürzeste Flugbahn, in der von einem gegebenen Punkt A aus nach einem zweiten Punkt B geflogen werden kann, ist jedenfalls die gerade. Es ist aber keineswegs selbstverständlich, daß dies auch die rascheste Verbindung, d. h. die Bahn kleinster Flugdauer sein muß. Denn geht man (Fig. 13) statt von A direkt nach B, zuerst nach C und

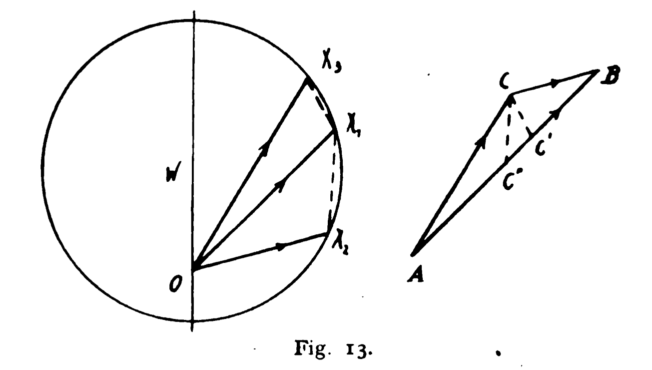


Fig. 13.

erst von hier nach B, so hat man zwar im ganzen einen längeren Weg, aber für den größten Teil dieses Weges, nämlich das Stück AC, ist die Geschwindigkeit x_3 größer als die Geschwindigkeit x_1 längs AB, wie man durch Ziehen der Parallelen $OX_1 // AB$, $OX_2 // CB$, $OX_3 // AC$ im Geschwindigkeitskreis erkennt.

Um die Frage nach der raschesten Verbindung zu erledigen, führen wir folgende Konstruktion der zur Zurücklegung einer Strecke AC erforderlichen Flugzeit ein. Wir ziehen durch C eine Parallele zu X_3X_1 bis zum Schnitt C' mit AB. Dann folgt aus der Ähnlichkeit $ACC' \sim OX_3X_1$:

$$AC' = OX_1 \cdot \frac{AC}{OX_3} = OX_1 \frac{AC}{x_3} = OX_1 \cdot t_3 \quad . \quad . \quad (17)$$

wenn mit t_3 die zum Durchfliegen von AC notwendige Zeit

bezeichnet wird. Zieht man ebenso $CC'' \parallel X_1X_2$, so ergibt die Ähnlichkeit $BCC'' \sim OX_2X_1$:

$$C''B = OX_1 \cdot \frac{CB}{OX_2} = OX_1 \frac{CB}{x_2} = OX_1 \cdot t_2 \quad . \quad . \quad (18)$$

wenn t_2 die Flugdauer für CB bedeutet. Endlich ist zu beachten, daß AB selbst nichts anderes als das Produkt von OX_1 oder x_1 in die Flugdauer t_1 der Strecke AB darstellt. Da nun die Frage dahin geht, ob t_1 oder $t_2 + t_3$ größer ist, kommt es darauf an, ob $AC' + C''B$ größer oder kleiner als AB ist oder, was auf dasselbe hinausläuft, ob C'' oder C' näher an A liegt. Tatsächlich erkennt man, daß aus der Eigenschaft des Kreises, überall nach außen hin konvex zu sein, stets die Lage der Punkte $AC''C'B$ folgt, die sich in unserer Fig. 13 ergeben hat. D. h. es ist immer

$$t_2 + t_3 > t_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

mit andern Worten: Durch Abschneiden einer Ecke verkürzt man stets die Flugdauer, ohne Rücksicht auf den Wind.

Aus der vorstehenden Überlegung folgt weiter, daß die gerade Flugbahn immer die kürzere Flugdauer gegenüber allen vieleckigen Verbindungen zwischen Anfangs- und Endpunkt aufweist. Da aber auch jede Kurve durch einen Grenzübergang aus einem Vieleck von großer Seitenzahl abgeleitet werden kann, so muß auch für jede krummlinige Verbindung zwischen zwei Punkten die Flugdauer größer sein als für die gerade. Das allgemeine Ergebnis lautet: Unter allen möglichen Flugbahnen zwischen zwei festen Punkten hat, gleichgültig woher der Wind weht, die gerade die kürzeste Flugzeit[1]).

5. Die eben angedeutete Konstruktion läßt sich mit geringen Änderungen dazu verwenden, die für das Durchfliegen einer beliebig vorgeschriebenen Bahn erforderliche Zeit zu bestimmen. Sei in Fig. 14 zunächst ein gebrochener Linienzug $ABC\ldots$ als Flugbahn gegeben. Das Geschwindigkeitsbild dazu bestehe aus dem Kreis um W als Mittelpunkt mit O als Anfangspunkt. Um die Flugzeit für irgendein geradliniges Stück PQ der Flugbahn zu ermitteln, ziehen wir $OX_4 \parallel PQ$, so daß also OX_4 die Geschwindigkeit x für PQ darstellt, dann durch P und Q je eine Parallele zu AX_4. Der vertikale Abstand dieser beiden Parallelen ist, wie man aus der Ähnlichkeit der Dreiecke $PP'Q \sim OAX_4$ erkennt, gleich

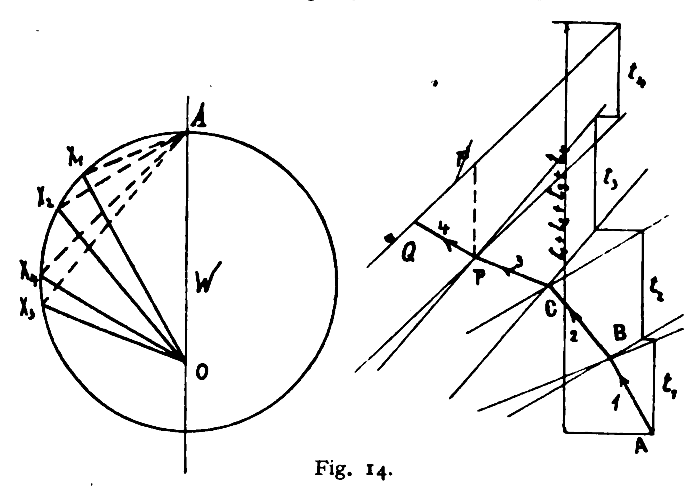


Fig. 14.

$$OA \frac{PQ}{OX_4} = OA \frac{l}{x} = OA \cdot t. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (20)$$

also bis auf den konstanten Faktor OA gleich der für PQ benötigten Flugzeit. Es kommt jetzt nur noch darauf an, die einzelnen so gefundenen Zeitstrecken richtig zusammenzusetzen. Um dies zu erreichen, geht man wie folgt vor:

[1]) Die elementare Ableitung im Texte ist der der Variationsrechnung überlegen, da wir die Extremumeigenschaft der Geraden nicht nur für unendlich kleine Variationen, sondern für beliebig große bewiesen haben. Anderseits ist bei der Beweisführung — ähnlich wie in der Variationsrechnung — die Existenz einer Lösung bereits vorausgesetzt.

Zunächst werden zu allen Seiten des Bahnvieleckes die parallelen Strahlen $OX_1, OX_2 \ldots$ des Geschwindigkeitsbildes gezogen, oder wenigstens die Punkte $X_1, X_2 \ldots$ auf dem Geschwindigkeitskreis bestimmt. Hierauf zieht man durch jede Ecke des Bahnvieleckes je eine Parallele zu den beiden, den angrenzenden Seiten entsprechenden Geraden AX_1, $AX_2 \ldots$ des Geschwindigkeitsbildes. Endlich zeichnet man zwischen diese Parallelen eine aus Vertikalen und Horizontalen bestehende Treppenlinie ein (Fig. 14), indem man im Anfangspunkt der Bahn mit einer Vertikalen beginnt, mit dieser bis zur ersten durch den zweiten Eckpunkt gezogenen Parallelen geht, von hier horizontal bis zur zweiten Parallelen durch B, dann wieder vertikal bis zur ersten Parallelen durch C usf. Die Höhe des letzten Punktes über dem Anfangspunkt stellt die Flugdauer dar. Der Maßstab ist so bestimmt: Wenn 1 mm der gezeichneten Bahnlinie k_1 m bedeutet und 1 mm im Geschwindigkeitsbild k_2 m/s, so bedeutet 1 mm Höhe $k_3 = \frac{k_1}{k_2 \cdot OA}$ s, wobei OA in mm einzusetzen ist.

Ist die gegebene Flugbahn kein Vieleck, sondern eine krumme Linie, so muß man dasselbe Verfahren in der Weise anwenden, daß man die stetig gekrümmte Linie durch ein hinreichend nahe verlaufendes Vieleck ersetzt. Aus den Überlegungen des vorangehenden Abschnittes folgt, daß die Flugdauer einer beliebigen krummen Bahn kleiner sein muß, als die für ein umschriebenes und größer als die für ein eingeschriebenes Vieleck. Nach dieser Bemerkung läßt sich die Flugdauer mit beliebiger Annäherung ermitteln.

Ein etwas anderer Vorgang empfiehlt sich als einfacher, wenn ein Vieleck von lauter gleich langen Seiten als Flugbahn anzusehen ist. (Der Fall einer krummlinigen Bahn läßt sich immer auf diesen zurückführen.) Hier erinnern wir uns der Bedeutung des »Zeitkreises« (Pkt. 2), in dem die von O aus gezogenen Fahrstrahlen die für eine Strecke von bestimmter Länge a erforderliche Flugzeit darstellen. Sei beispielsweise nach der Flugzeit für eine geschlossene Kreisbahn (Fig. 15) gefragt. Wir ersetzen den Kreis, was praktisch durchaus hinreichend ist, durch ein regelmäßiges 24-Eck, von dem eine Hälfte in Fig. 15 dargestellt ist. Das Verhältnis

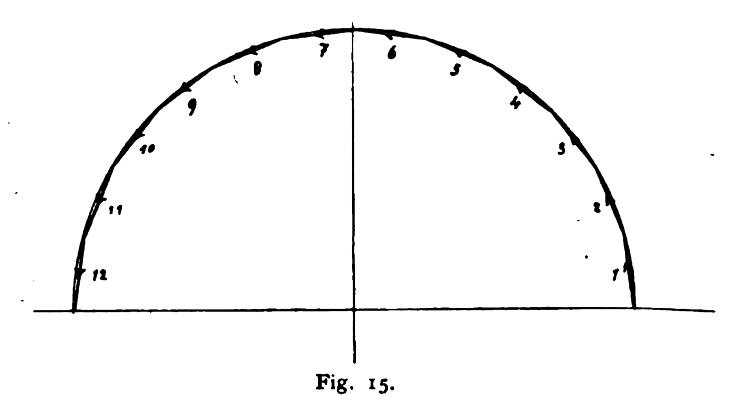


Fig. 15.

von Windstärke zu Eigengeschwindigkeit sei 1 : 4. Wir setzen $w = 1$, $v = 4$, $a = 75$ mm und erhalten für den Zeitkreis K_1:

$$OA_1' = \frac{a}{w+v} = 15 \text{ mm}, \quad OB_1' = \frac{a}{v-w} = 25 \text{ mm}.$$

Dadurch ist der Kreis K_1 bestimmt, von dem nur die linke Hälfte in Fig. 16 gezeichnet ist. Parallel den 12 Seiten des halben 24-Ecks sind die Strahlen durch O gezogen und die Längen dieser Strahlen, bis zum Schnitt mit dem Halbkreis, mit Hilfe des Zirkels addiert worden. Ganz dieselbe Konstruktion ist auch für die Annahmen $w = 2$, $v = 4$ und $w = 3$, $v = 4$ durchgeführt und das Ergebnis jedesmal ins Verhältnis zu der zwölffachen Länge des Halbmessers $75 : 4 = 18{,}75$ gesetzt, der sich für den Zeitkreis K_0 bei $v = 4$, $w = 0$ ergibt. Die drei so errechneten Quotienten 1,055, 1,251 und 1,906 sind dann in Fig. 17 zu den Werten von $w : v = 0{,}25$, 0,50 und 0,75 als Abszissen aufgetragen und mit dem Punkte von der Ordinate 1 für $w : v = 0$ durch eine glatte Kurve verbunden worden. Diese Kurve stellt in anschaulicher Weise den Einfluß der Windstärke auf die für

das Durchfliegen eines Kreises erforderliche Zeit dar. Die untere Linie in Fig. 17 gibt in derselben Weise die Zeiten an, die für den einen Halbkreis, der vom Wind begünstigt wird, gebraucht wird. Während die obere Linie monoton ansteigt, nimmt die zweite erst ab, dann zu. Die in Fig. 17 zusammengestellten Ergebnisse sind von allgemeiner Bedeutung, d. h. sie gelten für alle Windstärken, Eigengeschwindigkeiten usf. [1]) Die Anwendung mag folgendes Beispiel zeigen:

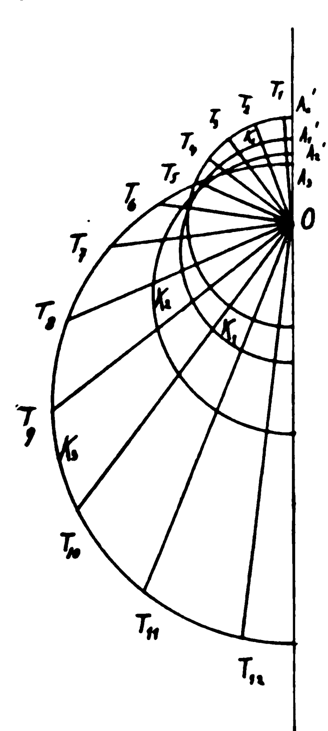


Fig. 16.

Zwei Flugzeuge mit den Eigengeschwindigkeiten v_1 = 150 km/h und v_2 = 180 km/h sollen einen Kreis von 150 km Länge umfliegen. Bei Windstille braucht das langsamere Flugzeug 60, das raschere 50 min, also Unterschied 10 min. Herrscht eine Windstärke von w = 45 km/h oder 12,5 m/s, so hat das eine Flugzeug $w : v_1 = 0{,}3$, das zweite $w : v_2 = 0{,}25$. Die Ordinaten der oberen Linie in Fig. 17 für diese Abszissen sind 1,10 und 1,055, somit die Flugzeiten: 60 · 1,10 = 66 und 50 · 1,055 = 52,75 min, Unterschied 13,25 min. Beträgt die Windstärke noch das Doppelte, so hat man $w : v_1 = 0{,}6$ und $w : v_2 = 0{,}5$, dafür nach Fig. 16 die Faktoren 1,44 bzw. 1,25, also Flugzeiten 60 · 1,44 = 86,4 min und 50 · 1,25 = 62,5, Unterschied 24 min! Man sieht, in welchem Maße das langsamere Flugzeug trotz der geschlossenen Kreisbahn bei stärkerem Wind in Nachteil gerät.

6. Wir bringen jetzt die oben aufgeschobene formelmäßige Bestimmung der Eigengeschwindigkeit v aus drei Messungen, die an Stelle der Konstruktion des umschriebenen Kreises oder neben dieser zu verwenden ist. Als gegeben sind anzusehen: die drei Geschwindigkeiten x_1, x_2 und x_3 sowie die drei Winkel α_1, α_2, α_3 zwischen je zwei Strahlen, mit der Summe

$$\alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3 = 360^0 \quad \ldots \ldots \quad (21)$$

Als Hilfsgröße führen wir zunächst den Winkel ϑ_1 des ersten Geschwindigkeitsstrahles mit der Windrichtung ein. Dann ergibt nach Fig. 18 der cos-Satz für das Dreieck OWX_1:

$$v^2 = w^2 + x_1^2 - 2\,w\,x_1 \cos\vartheta_1 \quad \ldots \quad (22)$$

Diese Gleichung enthält außer v noch die beiden Unbekannten w und ϑ_1, dafür haben wir aber noch zwei weitere Gleichungen von der Form (22), wenn wir x_2 und x_3 verwenden:

$$\left.\begin{aligned} v^2 &= w^2 + x_2^2 - 2\,w\,x_2 \cos\vartheta_2 \\ v^2 &= w^2 + x_3^2 - 2\,w\,x_3 \cos\vartheta_3 \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (23)$$

Hier sind zwar wieder ϑ_2 und ϑ_3 als neue Unbekannte eingetreten, aber die Differenzen zwischen den ϑ sind ja bekannt:

$$\vartheta_2 - \vartheta_3 = \alpha_1,\ \vartheta_3 - \vartheta_1 = \alpha_2 - 2\pi\vartheta_1,\ \vartheta_1 - \vartheta_2 = \alpha_3, \quad (24)$$

[1]) Die analytische Durchführung der Aufgabe führt auf das »vollständige elliptische Integral zweiter Gattung«

$$E(k) = \int_0^{\frac{\pi}{2}} \sqrt{1 - k^2 \sin^2\varphi}\, d\varphi.$$

Setzt man $w : v = k$, so wird das Zeitverhältnis für den Vollkreis (Ordinate der oberen Linie in Abb. 17) gleich $\frac{2\,E(k)}{\pi\,(1-k^2)}$ und die Zeitdifferenz für die beiden Halbkreise (Unterschied der beiden Ordinatenabschnitte, Abb. 17) gleich $\frac{2\,k}{\pi\,(1-k^2)}$. Für $k = 0{,}5$ ergibt die Rechnung die obere Ordinate zu 1,246, die untere zu 0,411.

so daß also (22) und (23) zur Ausscheidung von w und ϑ und zur Berechnung von v ausreichen müssen.

Subtrahiert man je zwei der Gleichungen (22) und (23) voneinander und setzt man zur Abkürzung

$$a = \frac{x_2^2 - x_3^2}{x_2\,x_3},\quad b = \frac{x_3^2 - x_1^2}{x_3\,x_1},\quad c = \frac{x_1^2 - x_2^2}{x_1\,x_2} \quad . \ (25)$$

so erhält man:

$$\left.\begin{aligned} a &= 2\,w\left(\frac{\cos\vartheta_2}{x_3} - \frac{\cos\vartheta_3}{x_2}\right) \\ b &= 2\,w\left(\frac{\cos\vartheta_3}{x_1} - \frac{\cos\vartheta_1}{x_3}\right) \\ c &= 2\,w\left(\frac{\cos\vartheta_1}{x_2} - \frac{\cos\vartheta_2}{x_1}\right) \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (26)$$

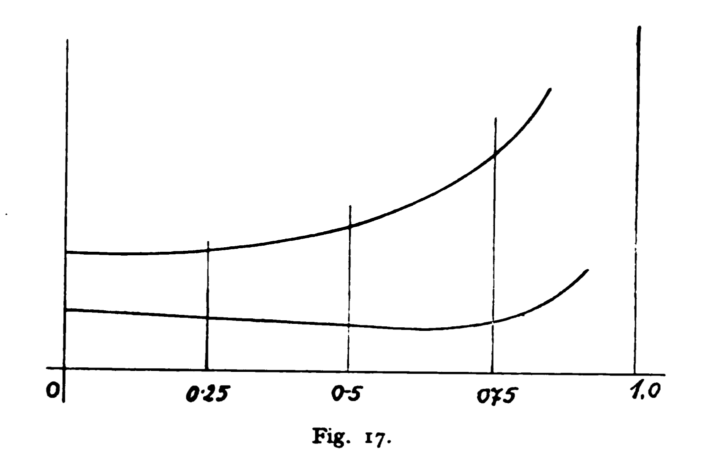


Fig. 17.

Multipliziert man diese drei Gleichungen der Reihe nach mit $\cos\vartheta_1$, $\cos\vartheta_2$ und $\cos\vartheta_3$ und addiert sie, so fällt rechts alles fort:

$$a \cos\vartheta_1 + b\cos\vartheta_2 + c\cos\vartheta_3 = 0 \quad \ldots \quad (27)$$

Nimmt man statt der cos die sin, so entstehen Ausdrücke wie $\cos\vartheta_2 \sin\vartheta_1 - \cos\vartheta_1 \sin\vartheta_2$, wofür $\sin\alpha_3$ zu schreiben ist:

$$a \sin\vartheta_1 + b\sin\vartheta_2 + c\sin\vartheta_3 = 2\,w \cdot C \quad \ldots \quad (28)$$

wenn zur Abkürzung

$$C = \frac{\sin\alpha_1}{x_1} + \frac{\sin\alpha_2}{x_2} + \frac{\sin\alpha_3}{x_3} \quad \ldots \quad (29)$$

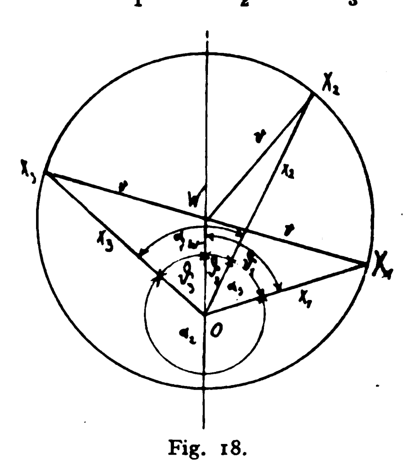


Fig. 18.

geschrieben wird. Quadriert man (27) und (28) und addiert, so geben je zwei quadratische Glieder den Faktor $\sin^2 + \cos^2 = 1$ und die doppelten Produkte Faktoren wie $\cos\vartheta_1 \cos\vartheta_2 + \sin\vartheta_1 \sin\vartheta_2$, wofür $\cos\alpha_3$ zu setzen ist, mithin:

$$a^2 + b^2 + c^2 + 2\,a\,b\cos\alpha_3 + 2\,b\,c\cos\alpha_1 + 2\,a\,c\cos\alpha_2 = 4\,w^2 C^2 \ (30)$$

Durch diese Gleichung ist w^2 bestimmt, wir müssen also nur noch den zweiten Teil der rechten Seite von (22), wofür wir u^2 schreiben wollen, berechnen, nämlich

$$u^2 = x_1\,(x_1 - 2\,w\cos\vartheta_1) \quad \ldots \quad (31)$$

Zu diesem Zwecke multiplizieren wir (28) mit $\cos\vartheta_1$ und subtrahieren davon die mit $\sin\vartheta_1$ multiplizierte (27), das gibt:

$$c \sin \alpha_1 - b \sin \alpha_3 = 2\, w\, C \cos \vartheta_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (32)$$

Darunter setzen wir die unmittelbare Folgerung aus (29):

$$\sin \alpha_1 + \frac{x_1}{x_2} \sin \alpha_2 + \frac{x_1}{x_3} \sin \alpha_3 = C\, x_1 \quad . \quad . \quad . \quad (33)$$

Subtrahiert man (32) von (33), so ergibt sich mit Rücksicht auf die Bedeutung von b und c nach (25):

$$\sin \alpha_1 + \frac{x_2}{x_1} \sin \alpha_2 + \frac{x_3}{x_1} \sin \alpha_3 = C\,(x_1 - 2\, w \cos \vartheta_1) . \quad (34)$$

demnach aus (31):

$$u^2 = \frac{1}{C}\,(x_1 \sin \alpha_1 + x_2 \sin \alpha_2 + x_3 \sin \alpha_3) \quad . \quad . \quad (35)$$

Wegen $v^2 = w^2 + u^2$ wird endgültig:

$$v^2 = \frac{1}{C}\,[x_1 \sin \alpha_1 + x_2 \sin \alpha_2 + x_3 \sin \alpha_3] +$$
$$+ \frac{1}{4\,C^2}\,[a^2 + b^2 + c^2 + 2\,a\,b \cos \alpha_3 + 2\,b\,c \cos \alpha_1 + 2\,a\,c \cos \alpha_2] \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (36)$$

Hierin sind für a, b, c und C die Werte aus (25) und (29) einzusetzen, womit unsere Aufgabe gelöst ist. Man sieht, daß der Ausdruck für v^2, wenn man die Einfachheit der geometrischen Konstruktion damit vergleicht, recht verwickelt ist.

Der zweite Teil des Ausdruckes enthält nur quadratische Glieder in den a, b, c, die selbst den Differenzen der x_1, x_2, x_3 proportional sind, ist also von zweiter Ordnung in bezug auf diese Differenzen. Dem ersten Teil kommt man ebenfalls bis auf Glieder von zweiter und höherer Ordnung nahe, wenn man dafür x_0^2 setzt und x_0 aus

$$(x_1 - x_0) \sin \alpha_1 + (x_2 - x_0) \sin \alpha_2 + (x_3 - x_0) \sin \alpha_3 = 0 \quad (37)$$

bestimmt. Dem entspricht der in (13) gegebene Näherungswert für v. Den genauen Wert für den in Fig. 11 dargestellten Sonderfall erhält man aus (36) mit

$$\alpha_1 = \alpha_2 = 90^0, \quad \alpha_3 = 180^0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (38)$$

woraus folgt (29), (35), (30), (25):

$$C = \frac{1}{x_1} + \frac{1}{x_2}, u^2 = x_1\, x_2, w^2 = \left(\frac{x_1\, x_2}{x_1 + x_2}\right)^2 + \frac{1}{4}\left[(a - b)^2 + c^2\right]$$
$$= \frac{1}{4}\left[(x_1 - x_2)^2 + \left(\frac{x_1\, x_2 - x_3^2}{x_3}\right)^2\right],$$

also wegen $v^2 = w^2 + u^2$:

$$v^2 = \left(\frac{x_1 + x_2}{2}\right)^2 + \left(\frac{x_1\, x_2 - x_3^2}{2\, x_3}\right)^2 . \quad . \quad . \quad . \quad (39)$$

der schon in (14) gegebene Ausdruck.

Das Nieuport-Jagdflugzeug.

(Avion de chasse Nieuport, Type 17.)

Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin u. 's-Gravenhage.

(Hierzu Tafel XII.)

(Fortsetzung aus Heft 11 und 12.)

Bemerkungen zur Konstruktion der Rumpfdetails.

I. Untere Ecke der Stirnplatte.

Seitlich am Lappen der Stirnplatte ist mittels fünf Kupfernieten ein Winkelstück befestigt, das vorne mit der Stirnplatte verschweißt ist. In dem vertikalen Teil dieses Winkelstückes sind zwecks Erleichterung drei Löcher vorgesehen. Am horizontalen Schenkel ist der vorne um die Stirnplatte gelegte Duraluminreifen angeschweißt (vgl. auch Vorderansicht Taf. II).

Der halbkreisförmige, mit einem 12 mm großen Loch versehene Teil des unten gegen die Stirnplatte genieteten Winkels, schmiegt sich an einen gleichgeformten Lappen des Fahrgestellschuhes an. Durch beide Löcher geht ein Augenbolzen, an dem ein Verspannungskabel des Fahrgestelles angreift.

II. Rumpfschotten.

Jedes Schott besteht aus zwei mittels Feder und Nut zusammengefügten Teilen, die zwecks Erleichterung ausgefräst werden.

An der vorderen oberen Aushöhlung bleibt volles Holz stehen, da hier ein Schraubenbolzen hindurchgeht, der die Leiste hält, auf der der Benzinbehälter ruht. Diese Leiste wird hinten gleichfalls durch einen Schraubenbolzen mit dem Schott verbunden und zwar geht dieser Bolzen oben durch den Beschlag, der zur Lagerung des Joches dient. Aus diesem Grunde fällt dort die Niete im Beschlag fort.

Die beiden Schotthälften scheinen, wie fast alle übrigen verleimten Holzteile, beim Nieuport D.-D. mit einer Mischung von Leim und Kasein zusammengefügt zu sein.

Um bei der Vernietung des Beschlages mit dem Schott eine härtere Unterlage zu erhalten als es das immerhin weichere Spruceholz ist und auch um einem Lockern der Nieten und des Beschlages im Betrieb vorzubeugen, sind an der Stelle, wo der Beschlag befestigt wird, Nußbaumplatten zu beiden Seiten in das Schott eingelassen.

IV. Unterer Knotenpunkt des Spantes V (Fig. 2).

Das untere Querrohr (35/33 mm) erhält an den beiden Enden einen napfförmigen Beschlag. Die Verbindung mit dem Rohr geschieht mittels dreier konischer Stifte.

Solange die beiden Schraubenbolzen, mittels deren die beiden Lagerschalen zusammengehalten werden, nicht fest angezogen sind, läßt sich das Querrohr in den Lagerschalen beliebig drehen.

Da der Holm des unteren Tragdecks mit dem Rohrkopf unverrückbar verbunden ist, wird bei Drehung des Rohres das ganze Tragdeck um seinen Holm mitgedreht, und hat man es auf diese einfache Weise in der Hand, den Anstellwinkel des Tragdecks nach Wunsch zu variieren.

Eine weitere Klemmung und Sicherung des Querrohres findet noch durch die beiden Schellen statt, die gleichzeitig die Verbindung zwischen dem unteren Querrohr und dem seitlichen Rohr des Spantes versteifen. Alles weitere erhellt aus den Zeichnungen der Tafeln und den perspektivischen Federzeichnungen.

V. Oberer Knotenpunkt des Spantes V.

Hierzu ist noch zu bemerken, daß die beiden 5 mm starken Schraubenbolzen, mit denen der Beschlag des seitlichen Spantenrohres und der obere Rumpfholm unter sich verbunden werden, gleichzeitig den Flansch des gebogenen oberen Querrohres fassen. Da die Bolzen etwas versetzt sitzen, steht das obere Querrohr nicht vertikal, sondern etwas nach vorne geneigt.

VII. Beschlag zur Befestigung der Dämpfungsflosse mit dem oberen Rumpfholm.

Der Beschlag ist aus 1,5 mm starkem Stahlblech gefertigt. Gegen den oberen vertikal stehenden Lappen ist eine 3,5 mm starke Platte angeschweißt. Ebenso sind die Butzen für den Klemmbolzen angeschweißt.

VIII. Rudersteven.

Dieses besteht aus einem oben rechtwinklig, unten dem Neigungswinkel der unteren Rumpfholme entsprechend abgeschnittenen Duraluminrohr, an dessen Enden Stahlblechbeschläge genietet sind.

Diese Beschläge wiederum sind aus kurzen Stahlrohrstummeln (62/60 mm Durchm.) gebildet, an denen seitlich [-förmigen Querschnitt aufweisende V-förmig zueinander gestellte Schenkel aus 1,5 mm starkem Stahlblech angeschweißt sind. Die Beschläge werden über die Enden des Duraluminrohres gestülpt und durch je drei Kupfernieten mit letzterem verbunden.

Die Schenkel der Beschläge umfassen die Rumpfholme. Die Verbindung erfolgt durch je zwei vertikale und horizontale Schraubenbolzen für jeden Schenkel.

Sämtliche Bolzenmuttern kommen binnenbords zu sitzen. Die horizontal sitzenden Schraubenbolzen erhalten daher kleine Unterlagscheiben (aus Neusilber oder irgend sonst einem rostfreien Metall), damit die Muttern sich incht in das Holz drücken. Die Befestigungsbolzen haben leicht gewölbte, versenkte Köpfe mit Schlitz.

Im oberen Beschlag sind seitlich zwei Eisenröhrchen (8/6 mm Durchm.) eingeschweißt. Innen schließen ihre Enden mit dem rohrförmigen Teil des Beschlages glatt ab, während sie außen etwas vorstehen. Durch diese Röhrchen und entsprechende Löcher im Duraluminrohr geht ein Bolzen hindurch auf dem zwei Federn sitzen. Die oberen, hakenförmig umgebogenen Enden dieser Federn greifen in die Ösen des V-förmig gebogenen Stahldrahtes eines Sicherungsbolzens, der sich in einem ebenfalls 8/6 mm messenden Röhrchen, das im hinteren Teil des Beschlages eingeschweißt ist, vertikal auf und ab bewegen läßt.

Unter der Spannung der beiden Federn, deren untere freie Enden sich innen gegen die Rohrwand drücken, wird der oben erwähnte Sicherungsbolzen stets nach oben gedrückt, so daß der obere Teil aus dem Führungsröhrchen und damit aus dem Ruderstevenbeschlag hervorsteht. Durch einen Zug an der Kette läßt sich dieser Bolzen jedoch nach unten und in das Führungsröhrchen zurückziehen.

Zu beiden Seiten dieses Sicherungsbolzens ragen noch zwei hakenförmig gestaltete Stifte aus dem Beschlag hervor. Die unteren Enden dieser Stifte gehen durch das Blech des Beschlages hindurch und sind auf der Innenseite mit demselben verschweißt.

Zu bemerken ist noch, daß das Führungsröhrchen des Sicherungsbolzens unten durch einen kleinen Quersteg mit dem Rohrstummel des Beschlages verschweißt ist. Das Duraluminrohr bekommt daher vor dem Aufsetzen des Beschlages an dieser Stelle eine entsprechende, nach oben zu offene Aussparung, damit es an diesem Steg vorbei kann.

Befestigung von Kursruder und Dämpfungsflosse mit dem Rumpf.

Diese Befestigung geschieht nun in folgender einfachen und praktischen Weise:

Das untere freie Ende der Kursruderspindel wird in die Ruderöse des unteren Ruderstevenbeschlages gesteckt und, nachdem durch Zug an der Kette der Sicherungsbolzen in den Beschlag zurückgezogen ist, wird die lappenförmige Verlängerung der drehbaren Ruderaufhängung zwischen die beiden hakenförmigen Stifte auf dem oberen Ruderstevenbeschlag geschoben.

Nach Loslassen der Zugkette geht der Sicherungsbolzen wieder hoch und faßt in das Loch der lappenförmigen Verlängerung der drehbaren Ruderaufhängung, womit das Kursruder an seiner Stelle sitzt. Es wird nun die Dämpfungsflosse mit dem geteilten Höhensteuer oben auf das hintere Rumpfende gelegt, und zwar so, daß das vordere Rohr der Dämpfungsflosse mit den beiden Befestigungsstiften unmittelbar vor die beiden Rumpfbeschläge (VII) kommt. Es wird nun durch nochmaligen Zug an der Kette der Sicherungsbolzen soweit zurückgezogen, daß derselbe nicht hervorsteht. Hierauf wird die lappenförmige Verlängerung in der Mitte des hinteren Rohres der Dämpfungsflosse zwischen den beiden hakenförmigen Stiften des Ruderstevenbeschlages eingeführt. Die vorne etwas angehobene Dämpfungsflosse wird nun gesenkt und nach hinten geschoben, wobei die vorstehende Nase der halbkreisförmigen Rippe, welche auf dem hinteren Rohr der Dämpfungsflosse aufgeschweißt ist, in einen Schlitz einhackt, der sich vorne im oberen Ruderstevenbeschlag befindet. Gleichzeitig greifen die beiden Stifte hierbei in die Löcher der beiden Rumpfbeschläge (VII), während der Sicherungsbolzen nun durch beide lappenförmigen Verlängerungen, sowohl der des Kursruders als der Dämpfungsflosse hindurchgeht. Durch das Vorstecken einer aus Stahldraht gefertigten Sicherheitsnadel, wie sie jetzt viel an Stelle von Splinten verwandt werden, wird der Bolzen gegen unbefugtes Ziehen an der Kette gesichert.

Der untere Beschlag des Ruderstevens erhält einen Quersteg aufgesetzt, der von den beiden vorderen Schraubenbolzen dieses Beschlages mit gefaßt wird. An diesem Steg greifen die beiden Absteifungsrohre der Dämpfungsflosse sowie die Drähte für die Verspannung des hinteren Rumpffeldes an.

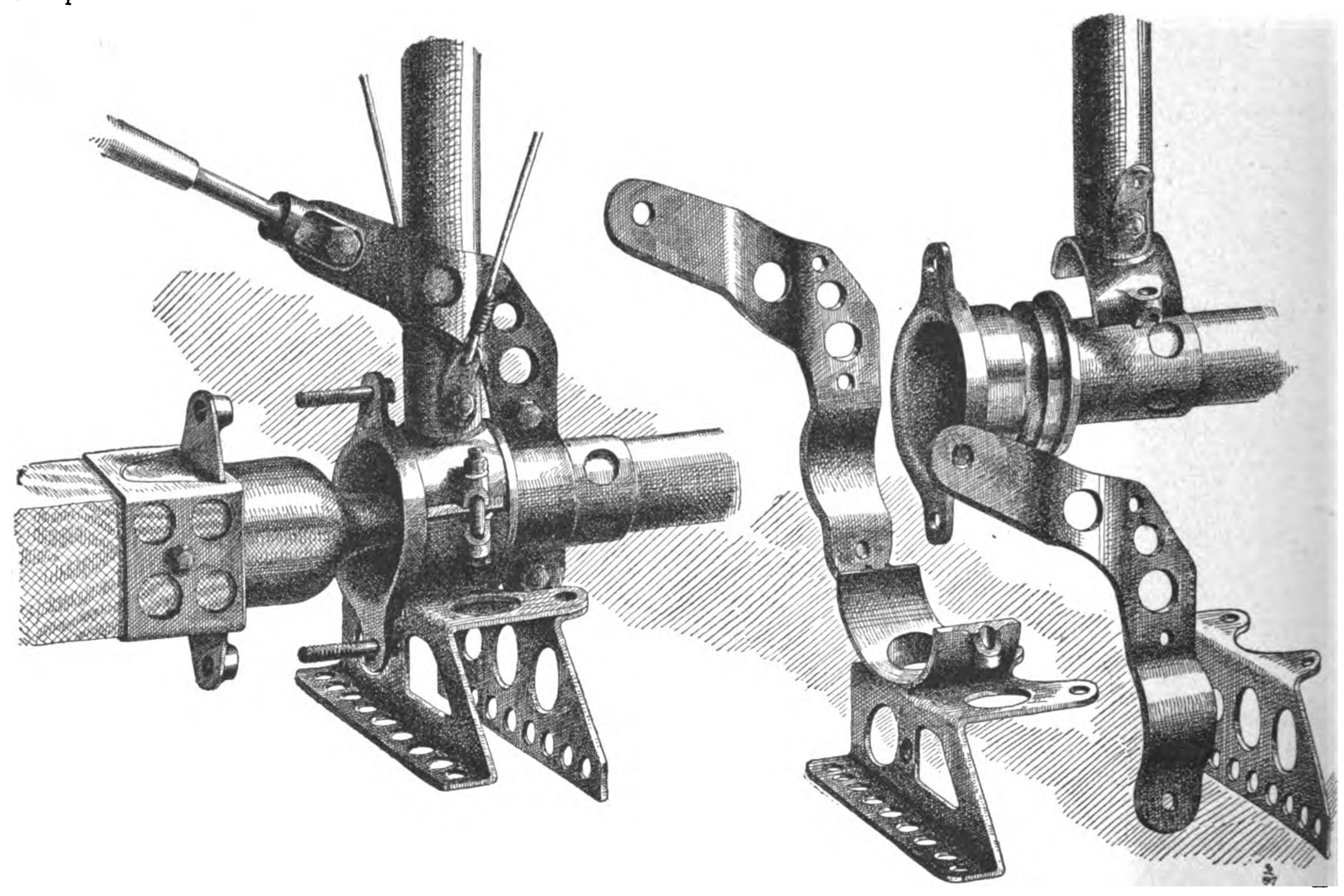


Fig. 2. Unterer Knotenpunkt des Spantes V.

IX. Bremssporn (Fig. 3).

Der aus Eschenholz gefertigte, schräg nach unten laufende Bremsspornstiel ist vorne am oberen Teil abgerundet und geht nach unten im rechteckigen Querschnitt über. Der obere Teil dieses Stieles ist zwecks Erleichterung auf der hinteren Seite ausgestochen.

Der Bremsspornstiel wird in der Mitte durch ein schräg nach oben laufendes Holz abgesteift.

Beide Hölzer sind durch einen Klotz aus Spruce und sechs 5 mm starken Holzschrauben in ihrer gegenseitigen Lage gesichert.

Fünf Querschotten aus Spruce, ein Bügel aus Nußbaum sowie zwei seitlich in den Schotten eingelassene Spruceleistchen formen das Gerippe für den Stromlinienkörper des Bremsspornstieles, der seitlich mittels zwei Dickten Gabunfurnier bekleidet wird. Die innere Fournierlage besteht aus schräg verlaufenden Streifen von 4 cm Breite, die äußere Lage dagegen ist aus einem Stück. Sämtliche Teile werden miteinander verleimt und, sofern nicht verschraubt, mittels 1 mm starken, 14 bzw. 20 mm langen, verzinnten Stiften befestigt.

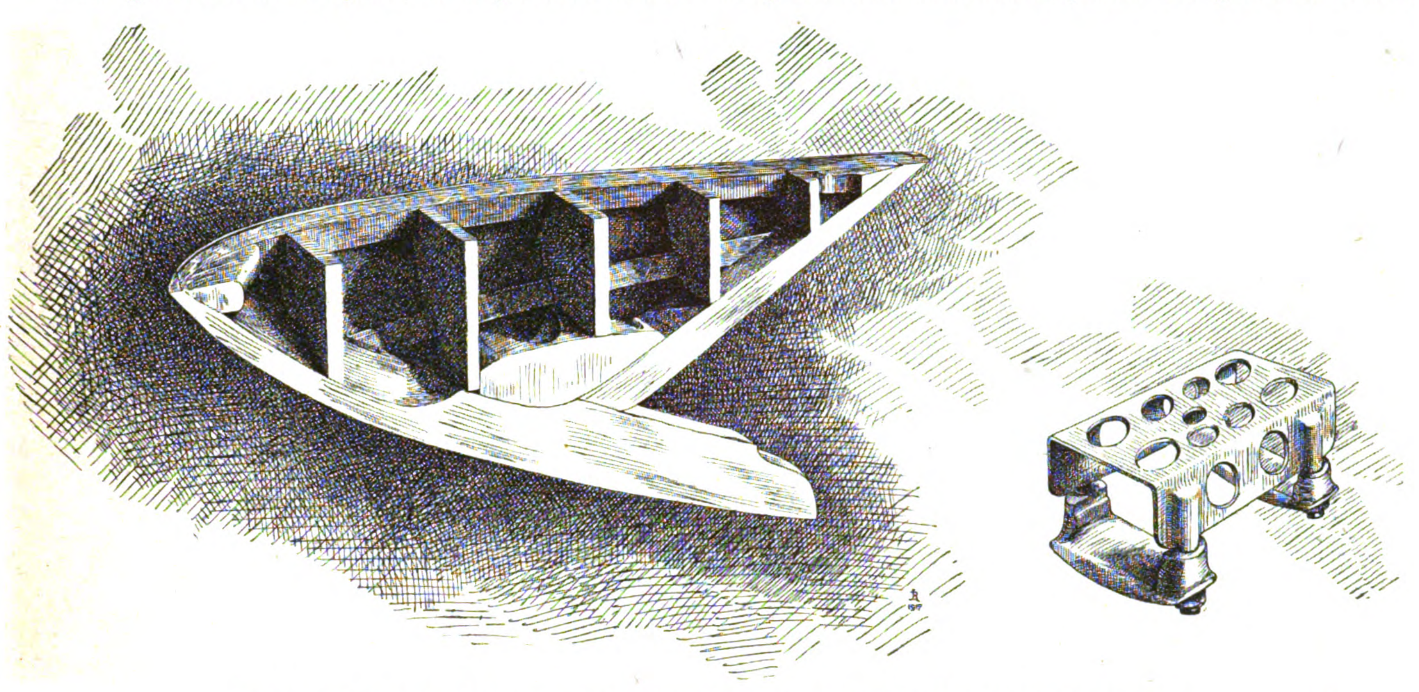


Fig. 3. Längsschnitt durch den Bremsspornkörper nebst Beschlag für die Brennspornfeder.

Das Fournier wird seitlich im Bremsspornstiel und in dem hinteren Holz eingelassen und aufgenagelt. Die Köpfe der Stifte werden versenkt und verputzt, der ganze Körper außen mit Bootslack überstrichen.

Es wird auf diese Weise nach Möglichkeit Luftwirbelbildung durch den Bremssporn vermieden, gleichzeitig werden etwaige Stöße bei einer brüsken Landung auf eine möglichst große Fläche des Rumpfes verteilt.

Bemerkt sei noch, daß der vordere Beschlag des Bremsspornkörpers durch einen, in der 5 mm starken Sperrholzplatte, die an dieser Stelle den Rumpf abdeckt, angebrachten Schlitz hindurchgeht. Der Beschlag besteht aus zwei miteinander verschweißten Teilen, um beim Treiben des flachen Bleches nach der Wölbung des Bremsspornkörpers ein Einreißen zu verhüten.

Die Beschläge für die Rumpfdrahtverspannung werden mittels zweier sich kreuzenden Nieten an den Rumpfholmen befestigt. Der mittlere Steg dieser Beschläge wird in der auf Tafel XII veranschaulichten Weise gebogen, wodurch in der Ecke ein Angriffspunkt für die quer zur Rumpflängsachse gespannten Drähte entsteht. Die Stirnenden der hölzernen Quer- und Seitenstreben werden, wie aus der Skizze ersichtlich ist, ausgestochen, so daß sie genau auf den Beschlag passen und sich fest auf den Rumpfholmen anpassen. Bei der Verspannung des ganzen Rumpfes wird nur eine Größe von Spannschlössern verwandt (s. Skizze). Das Gewicht des kompletten Spannschlosses beträgt 15 Gr.

Die Konstruktion des Kursruders wie auch des Höhensteuers geht ohne weiteres aus der Zeichnung hervor. Bemerkt sei noch, daß die Spruceholzklötzchen an den Scharnieren zur Aufnagelung des Bespannungsstoffes dienen. Durch diese Klötzchen wird vermieden, daß die Stoffbespannung sich an den Scharnieren durchscheuert, auch entstehen auf diese Weise in der Bespannung keine Öffnungen, wodurch die Luft Zutritt hätte. Steuer sowohl wie Dämpfungsflosse sind doppelseitig mit feiner Leinwand bespannt. Die Querrohre in dem Steuer und der Flosse werden an die Bespannung mittels starkem Hanffaden geheftet. Dem Verlauf dieser Rohre entsprechend, werden diese Heftstellen durch einen ca. 3 cm breiten Streifen aus feinem Seidenstoff überklebt. Ebenso werden die Konturen der Steuer und der Dämpfungsflosse von einem Seidenstoffstreifen eingefaßt. Diese Streifen sind, um ein besseres Heften zu gewährleisten, außen mittels eines Schnitträdchens gezackt. In der Stoffbespannung des Kursruders, und zwar unten, unmittelbar über dem geraden Teil des äußeren Rohres, sind auf beiden Seiten im Abstande von 30 cm je drei kleine, von Schuhösen eingefaßte Löcher angebracht. Ähnliche Löcher befinden sich hinten im Höhensteuer. Sie dürften wohl dazu dienen, die Bildung von Kondenswasser auf der Innenseite der Stoffbespannung zu verhüten und eine Lüftung der Steuerflossen zu ermöglichen, wodurch der Bespannungsstoff stets trocken gehalten wird. Auch ist es möglich, daß man diese Löcher anbringt, damit bei einer ev. Verletzung der Stoffbespannung durch Geschosse, die durch die Schußlöcher ev. eintretende Luft hinten Abfluß findet, wodurch einem »Ausbeulen« der Bespannung vorgebeugt wird.

Die Steuerjoche sind aus Stahlblech getrieben. Jedes Joch ist aus vier Teilen gefertigt, die unter sich und mit den Rohren, an denen sie angreifen, verschweißt sind.

Sämtliche Stahlblechbeschläge sind im Feuer verzinnt und erst darauf lackiert. Dieses hat vielfach zu der irrtümlichen Annahme geführt, daß dieselben aus Duralumin gefertigt seien.

Wo keine Splinte als Muttersicherung vorgesehen sind, werden bei allen Schraubenbolzen Federringe als Muttersicherung verwandt.

(Fortsetzung folgt.)

Die Messung von Flugleistungen in England.

Von E. Everling.

I. Einleitung.

Wie viele andere Zweige der Luftfahrt, so hat auch die genaue Prüfung von Flugzeugen während des Krieges und besonders während des letzten Jahres beträchtliche Fortschritte gemacht. In den ersten Monaten nach Kriegsausbruch genügte z. B. in England für ein neues Flugzeug eine Steigprüfung auf 1 bis 1,5 km nach dem Barometer und eine Geschwindigkeitsprüfung über einer kurzen Meßstrecke. Heute kommen für militärische Zwecke[1]) hauptsächlich die Leistungen in weit größeren Höhen in Betracht.

Die folgenden Zeilen enthalten einen kurzen Überblick über die Prüfungsverfahren, die zurzeit von der »Testing Squadron«, dem »Meßtrupp« des englischen Königlichen Fliegerkorps, angewendet werden, im Anschluß an einen Bericht, den Tizard[2]) am 7. März der Aeronautical Society vortrug. Jener Bericht gibt natürlich nicht alle Einzelheiten wieder; ebenso müssen auch wir uns eine rückhaltlose Kritik seiner Anforderungen und einen Vergleich mit den in Deutschland gebräuchlichen Verfahren aus naheliegenden Gründen versagen. Aber auch ohne das sind die Ausführungen des Engländers interessant genug; enthalten sie doch ein Verfahren, die Flugleistungen bei verschiedener Wetterlage und in verschiedenen Jahreszeiten auf mittlere Verhältnisse zu reduzieren.

II. Grundlagen der Flugzeugprüfung.

In England wurden die Grundsätze für eine wissenschaftliche Flugzeugprüfung zuerst von den Kgl. Flugzeugwerken, der Royal Aircraft Faktory (R. A. F.) aufgestellt. Hierauf gründet sich auch das Umrechnungsverfahren des Vortragenden, das inzwischen weiter ausgebildet und für alle behördlichen Prüfungen einheitlich gestaltet wurde.

Die Durchführung der Abnahmeprüfung erfordert, wenn das Verfahren einmal festliegt, keine wissenschaftlichen Vorkenntnisse; die Zuverlässigkeit der Ergebnisse hängt letzten Endes nur vom Flugführer ab, an dessen Geschicklichkeit und Gewissenhaftigkeit weit größere Anforderungen gestellt werden als bei gewöhnlichen Flügen.

Das eigentliche Problem bei diesen Untersuchungen soll sogleich an einem Beispiele gezeigt werden: Das Flugzeug werde zuerst mit einem Satz Flügel *A* geprüft, einige Tage später, bei anderer Wetterlage, mit einem zweiten Satz Flügel *B*. Das Ergebnis möge durch Tabelle 1 dargestellt werden.

Tabelle 1.

Beispiel: Zwei Versuchsflüge.

In 3 km Höhe	Flügel A	Flügel B
Geschwindigkeit im wagerechten Flug km/h	145	150
Steiggeschwindigkeit . . . . . m/min	820	980

Nun ist bekannt,

1. daß ein Barometer die Höhe nur ungenau anzeigt, und zwar mit um so größerem Fehler, je mehr die gerade vorhandene mittlere Temperatur der Luftsäule zwischen dem Aufstiegsort und der augenblicklichen Höhe sich von der mittleren Lufttemperatur unterscheidet, die der Höhenteilung des Barometers von dessen Hersteller zugrunde gelegt wurde;
2. auch wenn die wahre Höhe über dem Boden bei beiden Prüfungen die gleiche ist, kann der Luftdruck und die Temperatur in dieser Höhe an beiden Tagen ganz verschieden sein.

Was bedeutet also »3 km Höhe«? Heißt diese Aussage soviel wie: das Barometer zeigt 3 km? Oder meint man 3 km über dem Abflugsorte? Oder 3 km über dem Meeresspiegel?

Weiter erhebt sich, als Kernpunkt des Problems, die Frage nach der Luftdichte in unserer Höhe von 3 km. Falls die Dichte bei beiden Prüfungen verschieden war, sind deren Ergebnisse nicht ohne weiteres vergleichbar. Denn das ganze Verhalten des Flugzeuges hängt von der Luftdichte ab: Motorleistung, Schraubenzug, Auftrieb und Widerstand sind, wenigstens angenähert, proportional der Dichte der Luft, dem Gewicht eines m^3 in kg. Will man also Flugleistungen richtig gegeneinander bewerten, so muß man sie bei derselben Luftdichte, nicht in derselben Höhe über dem Boden vergleichen, man muß sie auf gleiche Luftdichte reduzieren.

Dieser Grundsatz darf jedoch nicht zu weit führen. Die Angabe: Das Flugzeug hat eine Geschwindigkeit von 40 m/s bei einer Luftdichte von 0,8 kg/m^3, ist wissenschaftlich genau, sagt aber der größten Mehrzahl derer, die es angeht, zu wenig. Viel einleuchtender ist die Angabe: 144 km/h in 3 km Höhe[1]). Unter »3 km Höhe« verstehen wir dabei natürlich die Luftdichte, die bei mittlerer Temperaturverteilung in der Atmosphäre zu der Höhe 3 km über dem Meeresspiegel gehört.

Den Zusammenhang zwischen den Höhen und den zugehörigen mittleren Luftdichtewerten gibt Tabelle 2, die Tizard auf Grund der Beobachtungen von J. S. Dines aufgestellt hat.

Tabelle 2.

Mittlerer Luftdruck, Temperatur, Dichte und Dichteverhältnis in verschiedenen Höhen über dem Meeresspiegel.

Meereshöhe km	Mittlerer Luftdruck mm Hg (Q.-S.)	Mittlerer Luftdruck Millibar (1000 Dyn/cm²)	Mittlere Temperatur °Cels.	Mittlere Temperatur °absolut	Mittlere Luftdichte kg/m³	Mittlere Luftdichte vH der Normaldichte
0	761	1 014	+ 9	282	1,253	102,6
1	675	900	+ 5	278	1,128	92,4
2	596	795	0	273	1,014	83,1
3	524	699	— 5	268	0,909	74,4
4	461	615	— 11	262	0,818	67,0
5	404	538[2])	— 18	255	0,735	60,2
6	353	469	— 25	248	0,658	53,9
7	305	407	— 32	241	0,589	48,2

Sie stimmt im wesentlichen mit anderen ähnlichen Tabellen[3]) überein. Da es für viele Fälle nur auf die Änderungen, das Verhältnis der Luftdichten ankommt, so empfiehlt es sich, alle diese Werte auf eine »Normaldichte« γ_0 zurückzuführen. Als solche wählt Tizard, im Einverständnis mit der R. A. F., die Dichte der trocknen Luft von 760 mm Druck und 16° C Temperatur, also:

$$\gamma_0 = 1{,}293 \frac{273}{273 + 16} \cdot \frac{760}{760} = 1{,}221 \text{ kg/m}^3.$$

Als Grund für diese Wahl der Normaldichte wird angegeben, daß die gebräuchlichsten Geschwindigkeitsmesser, die nach dem Stauprinzip arbeiten, deren Anzeige also vom Staudruck q (kg/m^2) abhängt, die aber eine Teilung nach Geschwindigkeiten v (m/s) besitzen, gerade für diesen Dichtewert die richtige Geschwindigkeit angeben, während v für andere Dichten aus der Formel

$$q = \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2 = \frac{1}{2} \varrho \cdot v^2$$

berechnet werden muß[4]).

---

[1]) Von den voraussichtlichen Anforderungen an zukünftige Handels- und Verkehrsflugzeuge sei hier abgesehen.

[2]) Captain H. T. Tizard, Royal Flying Corps, »Methods of measuring aircraft performances«; Aeronautics vom 14. März 1917, S. 203; Flight vom 8., 15. und 22. März 1917, S. 232, 253 und 279.

[1]) Im englischen Bericht werden »40 m/s bei 0,8 kg/m^3« und »90 miles per hour at 10000 feet«, also das metrische und das englische Maßsystem, einander gegenübergestellt. Dort ist der Gegensatz also noch größer. — Wir haben übrigens sämtliche Angaben des Textes, der Tabellen und der Figuren auf das metrische System umgerechnet.

[2]) Im englischen Bericht steht 568, wohl infolge eines Druckfehlers.

[3]) Z. B. E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1916, Heft 17/18 S. 124 ff.; besonders S. 126, Tabelle 1.

[4]) Tizard bezeichnet hier $\varrho = 1{,}221$ als »standard density«. Offenbar ist aber für $\gamma_0 = 1{,}221$ kg/m^3 der Wert $\varrho = \gamma_0/g = 0{,}1245$ kgs^2/m^4 = $^1/_8$ kgs^2/m^4. γ ist die Gewichtsdichte, ϱ die Massendichte der Luft.

Leider ist nun die tatsächliche Dichte der Luft in einer bestimmten Höhe im Laufe des Jahres, von einem Tag zum andern und sogar je nach der Tageszeit großen Schwankungen unterworfen, vor allem wegen der stark wechselnden Temperaturverteilung, von der Fig. 1 ein Bild gibt. Will man also ein einheitliches Maß für die Leistungen eines

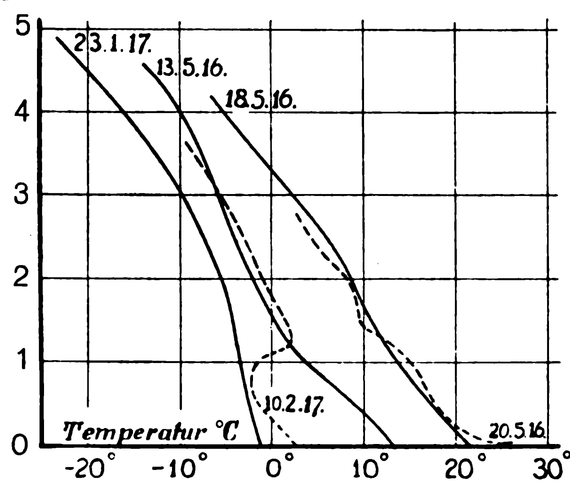


Fig. 1.

Temperaturverteilung zwischen dem Erdboden und 5 km Höhe an fünf verschiedenen Versuchstagen, zeigt starke Schwankungen und große Unregelmäßigkeiten nach Höhe und Zeit.

Flugzeuges haben, so muß man die Messungen, die bei irgendwelcher Wetterlage ausgeführt wurden, auf die mittlere Luftdichteverteilung über die verschiedenen Höhen, wie sie in den letzten beiden Spalten der Tabelle 2 wiedergegeben wird, zurückführen.

Außer der wechselnden Luftdichte können noch andere Wetterverhältnisse die Flugleistungen in einer Weise beeinflussen, die keine zahlenmäßige Berücksichtigung zuläßt, vor allem auf- oder absteigende Strömungen.

III. Die Steigfähigkeitsprüfung.

Bei der Abnahme von Flugzeugen werden nun erstens eine Steigprüfung mit möglichst hoher Steiggeschwindigkeit und zweitens Geschwindigkeitsprüfungen in verschiedenen Höhen über dem Boden im wagerechten Fluge (oder mit schwacher Steigung) vorgenommen.

Versuche haben in Übereinstimmung mit der Theorie[1]) gezeigt, daß man die beste Steiggeschwindigkeit erzielt, wenn man beim Aufstieg die Anzeige des gebräuchlichen Geschwindigkeitsmessers konstant hält. Da dieser in Wirklichkeit den Staudruck anzeigt und lediglich eine Teilung nach Geschwindigkeiten besitzt, die nur für eine bestimmte Höhe streng richtig ist, so bleibt tatsächlich der Staudruck

$$q = \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2$$

beim Aufstieg der gleiche, während die Geschwindigkeit v sich demnach umgekehrt proportional der Wurzel aus der Luftdichte ändert, also in der Höhe zunimmt. Dieser günstigste Staudruck ist zugleich der, mit dem das Flugzeug in seiner Gipfelhöhe, wo seine Steigfähigkeit verschwunden ist, wagerecht fliegen wird. Für jeden größeren oder geringeren Staudruck müßte es seinen Anstellwinkel vergrößern bzw. verkleinern; es vermöchte sich in der Gipfelhöhe nicht mehr zu halten, weil der Flug in dieser Höhe, bei der geringsten Luftdichte, gerade den Anstellwinkel erfordert, bei dem das Verhältnis Widerstand zu Auftrieb (unter Berücksichtigung der Abnahme des Schraubenschubs mit zunehmender Geschwindigkeit), also die »Triebzahl« (die der Gleitzahl angenähert entspricht), ihren besten, nämlich kleinsten Wert hat[1]).

Zeigt also der Fahrtmesser in der größten Höhe 88 km/h, so muß während des ganzen Aufstieges so weit »gezogen« werden, daß diese Geschwindigkeit abzulesen ist. Dann fliegt man mit dem günstigsten Staudruck und mit der besten Steigfähigkeit. Dabei haben Geschwindigkeitsänderungen nur geringen Einfluß. So steigt ein B. E. 2c mit einem günstigsten Staudruck entsprechend 85 km/h bis auf etwa 1,5 km ebensogut wie mit 93 km/h[2]). Das ist insofern günstig, als das Steigen mit konstanter Geschwindigkeit, vor allem bei leichten Flugzeugen, große Aufmerksamkeit erfordert und bei »holperiger« Luft ganz unmöglich wird.

Es ist oft schwer, die beste Steigfähigkeit eines neuen Flugzeuges zu erzielen, und die Flieger handeln hierin sehr verschieden. Der Meßtrupp hat daher vor einiger Zeit einen Steiggeschwindigkeitsanzeiger eingeführt. Er besteht aus einer »Thermosflasche«, die durch eine Kapillare mit der Außenluft in Verbindung steht. Ein Flüssigkeitsmanometer mit kleiner lichter Weite zeigt den Druckunterschied des Gefäßes gegen die Außenluft an[3]). Beim Steigen kommt man in geringeren äußeren Luftdruck, der Druck im Gefäß kann sich durch die enge Kapillare nicht sofort ausgleichen, das Manometer zeigt also einen Ausschlag nach einer Seite, um so größer, je schneller man steigt. Beim Sinken ergibt sich natürlich die entgegengesetzte Anzeige. Mit dieser Vorrichtung kann der Führer den Flugzustand einhalten, der der besten Steigfähigkeit entspricht.

(Schluß folgt.)

1) Streng genommen trifft dies nicht zu. Das steilste Steigen mit konstantem Staudruck, also in erster Annäherung auch mit konstantem Anstellwinkel, das hier vorausgesetzt wird, ist nicht zugleich das schnellste. Denn weil die Steiggeschwindigkeit gleich ist der Bahngeschwindigkeit mal dem Sinus des Steigwinkels, und weil mit einer Vergrößerung des Steigwinkels bis zum Maximum eine wesentliche Verkleinerung der Bahngeschwindigkeit verbunden ist, so wird die Steiggeschwindigkeit ihren besten Wert für etwas unter dem Maximum liegende Beträge des Steigwinkels, also auch für kleinere Werte des Anstellwinkels und für größere des Staudrucks, besitzen; und zwar wird der Unterschied um so größer sein, je weiter man noch von der Gipfelhöhe des Fluges entfernt ist. Vgl. hierzu E. Everling, Kurvendarstellungen des Fluges, Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1917, Heft 5/6, S. 33ff.; besonders die Bemerkung S. 38 oben.

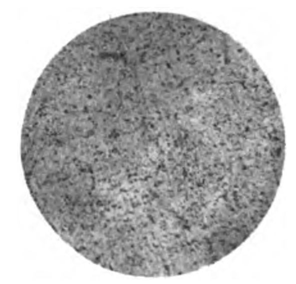
1) E. Everling, an den angegebenen Stellen (s. Anmerkung 3, S. 154 und 1, S. 155).

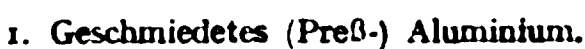
2) Die richtige Erklärung des geringen Einflusses der Geschwindigkeitsschwankungen dürfte wohl in unserer Anmerkung 1, S. 155 links, zufinden sein. — »B. E.« ist der bekannte British Experimental-Doppeldecker.

3) Man erkennt, daß es sich hier um nichts anderes handelt als um das Bestelmeyersche Ballonvariometer, Physik. ZS **9**, S. 863, 1908. Vgl. die diesbezüglichen Bemerkungen von Sharren in der nachfolgenden Diskussion. Die »Thermosflasche« ist eine Art Dewar-Gefäß aus Glas mit spiegelndem Überzug und doppelten Wandungen, zwischen denen die Luft ausgepumpt wurde, und soll verhindern, daß der Luftinhalt des Instrumentes durch Wärmeaustausch infolge Strahlung, Leitung und Konvektion seine Temperatur und damit seinen Druck ändert.

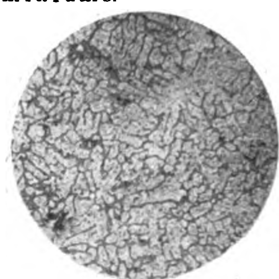
Abbildungen zum Aufsatz: „**Aluminiumkolben für Verbrennungsmotoren**" in Heft 17/18.

Gefüge des Aluminiums.





1. Geschmiedetes (Preß-) Aluminium.



2. Gegossenes Aluminium.

Patentschau.

Von **Ansbert Vorreiter.**

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A.: Anmeldung, E.: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

37f, 8. H. 67687. Verfahren zum gerüstlosen Aufbauen von Luftschiffhallen und ähnlichen Bauten. Gustav Hönnicke, Berlin, Bülowstraße 48. A. 5. 12. 14. E. 24. 11. 17.

37f, 8. K. 55000. Luftschiffhafen aus zwei auf gemeinsamen Kreisgeleisen verschwenkbaren Langhallen. Wilhelm Kauertz, Neukölln, Anzengruberstr. 19. A. 20. 5. 13. E. 24. 11. 17.

42c, 41. B. 83176. Kursdreieck für Luftfahrzeuge mit unmittelbarer Ablesbarkeit des Kompaßkurses. A. 20. 1. 17. E. 15. 12. 17.

46c, 5. C. 25725. Kolben für Verbrennungskraftmaschinen. Robert Conrad, Berlin-Wilmersdorf, Hohenzollerndamm 205. A. 26. 7. 15. E. 24. 11. 17.

77h, 5. V. 13406. Vom Motor gesteuertes Maschinengewehr für Flugzeuge. »Elemge«, Elektro-Maschinengewehr-Ges. m. b. H., Frankfurt a. M. A. 22. 5. 16. E. 4. 12. 17.

77h, 15. St. 20651. Leuchtvorrichtung für Luftfahrzeuge. Otto Stüttgen, Köln a. Rh., Brabanterstr. 32. A. 18. 10. 15. E. 1. 12. 17.

77h, 15. M. 97657. Bombe mit Fallschirm für Luftfahrzeuge. Ludwig Meyer, Bochum, Hernerstr. 153. A. 16. 2. 15. E. 8. 12. 17.

77h. 6. G. 42252. Propellerbefestigung. Jean Goebel, Darmstadt, Griesheimerweg 57. A. 24. 8. 14. E. 15. 12. 17.

Patenterteilungen.

37f, 8. 301916. Luftschiffhafen mit Bergehalle und fahrbarer Ladehalle. Ferdinand Knoppe, Berlin, Luitpoldstr. 45 p. 29. 5. 14. K. 59658.

37f, 8. 302005. Verfahren zum Aufrichten und Stützen von Hallenbindern, insbesondere für Luftschiffhallen. Karl Bernhard, Berlin, Flotowstr. 12. 9. 10. 14. B. 78401.

37f, 8. 302006. Über ortsfestem Boden drehbare Luftschiffhalle. B. Seibert, Fabrik für Eisenhoch- und Brückenbau, Saarbrücken. 26. 3. 14. S. 41785. Zus. z. Pat. 282924.

37f, 8. 302007. Aus einzelnen Scheiben bestehendes Schiebetor für Großflugzeughallen. Fa. B. Seibert, Saarbrücken. 29. 10. 15. S. 44562.

37f, 8. 301562. Aus der wagerechten Strecklage ohne Gerüst aufrichtbarer Binder für Luftschiffhallen und ähnliche Bauwerke. Deutsche Maschinenfabrik A. G., Duisburg. 29. 12. 14. D. 31473.

37f, 8. 301563. Verfahren zur Aufstellung von Hallenbindern. Gutehoffnungshütte, Aktienverein für Bergbau und Hüttenbetrieb, Oberhausen, Rhld. 29. 6. 15. G. 43030.

37f, 8. 301564. Geteilte, um ihr eines Stirnende verschwenkbare Luftschiffhalle. Wilhelm Kauertz, Neukölln, Anzengruberstraße 19. 24. 4. 13. K. 54702.

37f, 8. 301565. Luftschiffhafen, bestehend aus einem von oben zugänglichen Aufnehmerraum und einem oder mehreren in diesen mündenden Unterkunftsräumen. Deutsche Maschinenfabrik A. G., Duisburg. 5. 9. 13. K. 56049.

46b. 6. 302109. Vorrichtung zum Bremsen von Explosionskraftmaschinen. Daimler Motorengesellschaft, Untertürkheim. 28. 4. 14. D. 31. 223.

77h, 6. 301974. Versuchseinrichtung für Triebschrauben von Luftfahrzeugen. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. 30. 5. 16. R. 43278.

77b. 10. 301930. Drachenflieger. Richard Mentz, Stettin, Bismarckstr. 25. 20. 8. 15. M. 58412. Zus. z. Pat. 285986.

77h. 15. 301861. Leuchtbombe für Luftfahrzwecke. Richard Frick und Fa. Wilh. Weiffenbach, Stuttgart, Alte Weinsteige 3. 27. 10. 14. F. 39453.

77h, 15. 301862. Leuchtgeschoß mit eigenem Antrieb. Karl Frank, München, Winthirstr. 13a. 18. 2. 15. F. 39734.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Werkstattwinke für den praktischen Maschinenbau und verwandte Gebiete. Zusammengestellt für Industrielle, Techniker, Werkmeister, Schlosser, Monteure, Maschinisten u. dgl. von Ludwig Hammel, Zivil-Ingenieur, Frankfurt a. M.-West. 2. erweiterte Auflage. Preis in Leinwand gebunden M. 4.

Dem Zwecke des Buches entsprechend, ist der in 12 Kapitel geteilte Stoff nach der Art der Metallbearbeitung sowie nach der Gattung der Maschinen geordnet und der Text durch geeignete Skizzen und Abbildungen erläutert. Der durch den Krieg wesentlich fortgeschrittenen Metallbearbeitungstechnik ist ebenfalls weitgehend Rechnung getragen worden.

Das Buch ist übersichtlich und leichtfaßlich geschrieben und als Leitfaden namentlich für emporstrebende junge Fachleute geeignet. Auch dem erfahrenen Fachmann kann das Buch gute Dienste leisten.

Deutschlands Kriegsbedarf. Organ für Nachfrage und Angebote in allen Artikeln für das Heer und für Privat. Verlag J. E. Säuberlich, Leipzig, Inselstr. 4. Erscheint täglich. Bezugspreis M. 10 monatlich.

Das Schoopsche Metallspritzverfahren, seine Entwicklung und Anwendung, nebst einem Überblick über seine Stellung zu den übrigen Metallisierungsmethoden und einem Abriß seiner Patentgeschichte. Von Hans Günther und M. U. Schoop. Mit 130 Abbildungen. Stuttgart 1917. Verlag der »Technischen Monatshefte«, Francksche Verlagshandlung. 266 Seiten, 8°. geh. M. 7, geb. M. 9.

Die Verfasser geben einen Überblick über die mannigfachen Anwendungsmöglichkeiten des Schoppschen Verfahrens, Gegenstände mit Metall zu überziehen. Es gibt kaum ein Gewerbe, das diesem Buch nicht Anregungen für seinen technischen Betrieb entnehmen kann; die Metallindustrie im weitesten Sinne, die Industrie der Nahrungs- und Genußmittel, die Papierfabrikation, das Textilgewerbe, die Elektrotechnik, die Spiegelfabrikation, die Reklameindustrie, die Kriegsindustrie in ihren mannigfachen Verzweigungen, die Schiffsbauwerften, die bautechnischen Bureaus der Eisenbahn, Post und Telegraphie, die Instrumentenfabrikation, das Kunstgewerbe, auch die Luftfahrzeug-Industrie usw. Jeder Vertreter dieser Industrie- und Gewerbzweige wird das Buch mit Vorteil lesen, da ihm darin allerlei neue Wege gezeigt werden, die sich gerade in der gegenwärtigen Zeit der Metallnot und Metallknappheit als außerordentlich wertvoll erweisen werden. Aber auch jeder, der sich für die Technik überhaupt interessiert, wird dieses Buch interessieren. Der Leser kann daraus ersehen, welch langen, mühevollen Weg ein Erfinder zurückzulegen hat, um seine Idee zu verwirklichen und, wie es das Schlußkapitel über den Patentstreit zeigt, gesetzlich schützen zu lassen. A. V.

Kaiserworte, ausgewählt von Dr. Friedrich Everling. Berlin 1917. Trowitsch & Sohn. 8°, 247 Seiten. Preis geb. M. 2,50.

Der durch seine luftrechtlichen Arbeiten bekannte Verfasser hat mit politischen Takt und schriftstellerischem Geschick die markantesten Worte unseres Kaisers in Krieg und Frieden ausgewählt und mit kurzen erläuternden Sätzen zu geschlossenen Kapiteln verbunden.

Das Werk ist insbesondere zur Vorbereitung auf vaterländische Feiern vortrefflich geeignet, ist aber auch ein patriotisches Erbauungsbuch für jeden Deutschen und eignet sich vor allem zum Versand ins Feld. E.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — **Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2**, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrthaus. — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 7732.

Personalnotizen aus unserem Mitgliederkreis:

1. Kommandierungen und Auszeichnungen.

Zu unserer Meldung im September-Heft der Zeitschrift ist zu ergänzen, daß Professor C. Eberhardt, Darmstadt, als Leutnant bei der Flugzeugmeisterei Adlershof Dienst tut;

Justizrat Dr. Joseph ist als Hauptmann d. R. der Abteilung für Fortbildung und Unterhaltung eines Armee-Oberkommandos zugeteilt;

Bergwerksdirektor L. Poppe befehligt als Hauptmann eine Last-Kraftwagen-Kolonne in der Türkei;

Hauptmann von Selasinsky, der seit Ausbruch des Krieges im Felde steht und an den Schlachten in Belgien und Nordfrankreich teilnahm, dann den Rückzug zur Aisne mitmachte, ferner als Brigade-Adjutant bei Reims, Arras, La Bassée und Lille und als Divisions-Adjutant in der Champagne und bei Verdun beteiligt war, als Bataillons-Kommandeur in der Champagne und den Argonnen kämpfte, in diesem Jahr bei einer Bulgarischen Armee die Kämpfe an der griechischen Grenze mitmachte und zurzeit zu einer K. und K. Gebirgs-Brigade kommandiert ist, wurden die folgenden Auszeichnungen zu teil: Eisernes Kreuz II. und I. Klasse, Sächsisches A. O. Ritterkreuz I. mit Schwertern, Sächsisch-Meiningisches Ehrenkreuz, Lippe-Detmolder Ehrenkreuz, Lippe-Detmolder Kreuz für Heldenmütige und Schaumburg-Lipper Kriegskreuz.

2. Ernennung.

Dr. R. Wenger, Leipzig, wurde zum Außerordentlichen Professor für Geophysik und Direktor des Geophysikalischen Instituts der dortigen Universität ernannt.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift
für
Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. — 29. November 1917. — Heft 21 u. 22.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur ANSBERT VORREITER
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL, Professor an der Universität Göttingen, und Dr.-Ing. F. BENDEMANN, Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. — 29. November 1917. — Heft 21 und 22.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Zur Theorie des Tragflächenauftriebes.

Erste Mitteilung.

Von Prof. Dr. v. Mises, Straßburg i. E.

Bekanntlich haben Joukowski[1]) und Kutta[2]) gezeigt, wie man die Methoden der klassischen Hydromechanik zu einer Berechnung des Auftriebes bestimmter Tragflächenprofile verwenden kann. Verschiedene Arbeiten[3]) beschäftigen sich mit einer Ausgestaltung und Überprüfung der Theorie dieser »Joukowskischen Tragflächen«.

Man kann aber, wenn man neuere Ergebnisse der Funktionentheorie benutzt, ohne erheblich größere Schwierigkeiten auch für beliebige Tragflächenprofile, wie sie heute in Verwendung stehen, Größe und Angriffslinie des Auftriebes berechnen. Es ist der Zweck der vorliegenden Mitteilung, einige allgemeine Sätze über Auftriebsgröße und Lage des Druckmittels beliebiger Profile abzuleiten und zu erörtern.

[1]) Diese Zeitschrift 1910, S. 281, und 1912, S. 82. Vgl. auch N. Joukowski, Aerodynamique, Paris 1916.

[2]) Sitzungsber. München 1910.

[3]) z. B. Blumenthal, diese Zeitschr. 1913, S. 125, Trefftz, ebenda, S. 130, Mitt. a. d. Göttinger Modellversuchsanstalt, ebenda 1915, S. 173.

Besondere Anwendungen und Durchführung zahlenmäßiger Berechnungen müssen späteren Mitteilungen vorbehalten bleiben.

1. Grundlagen der Theorie.

Wir erinnern zunächst ganz kurz an die bekannten Grundlagen der für uns in Betracht kommenden Theorie der ebenen wirbelfreien Bewegung idealer, unzusammendrückbarer Flüssigkeiten. Bezeichnen wir mit x, y die rechtwinkligen Koordinaten eines Punktes in der Bewegungsebene, mit v_x, v_y die entsprechenden Geschwindigkeitskomponenten, so gibt es, der genannten Theorie zufolge, für jede Bewegung zwei Funktionen der Koordinaten x, y, das Potential $P\,(x, y)$ und die Stromfunktion $Q\,(x, y)$, als deren Ableitungen v_x und v_y erscheinen:

$$v_x = \frac{\partial P}{\partial x}, \quad v_y = \frac{\partial P}{\partial y}; \quad v_x = \frac{\partial Q}{\partial y}, \quad v_y = -\frac{\partial Q}{\partial x} \quad . \quad (1)$$

Die Linien $Q =$ konst. sind die Stromlinien, die Linien $P =$ konst. die zu den Stromlinien senkrecht stehenden Potential- oder Niveaulinien. Aber nicht allen beliebig gewählten Funktionen P, Q entsprechen mögliche Bewegungen, sondern nur solchen, die der Differentialgleichung

$$\frac{\partial^2 P}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 P}{\partial y^2} = 0 \quad \text{bzw.} \quad \frac{\partial^2 Q}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 Q}{\partial y^2} = 0 \quad . \quad . \quad (2)$$

genügen. Welche von den unendlich zahlreichen Lösungen von (2) in einem gegebenen Fall wirklich eintritt, hängt von den besonderen Bedingungen des Problems ab. Z. B. muß für die Bewegung um die Tragfläche P bzw. Q so bestimmt werden, daß die Geschwindigkeit in jedem Punkt des Profils tangential zu diesem gerichtet ist, während in unendlicher Entfernung alle Punkte gleiche Geschwindigkeitsgröße und -Richtung aufweisen müssen.

Die Lehre von den komplexen Zahlen gestattet, in sehr einfacher Weise Lösungen der Differentialgleichung (2) anzugeben. Man wählt irgendeine analytische (d. h. im komplexen Gebiet differenzierbare) Funktion W einer einzigen Variablen z, führt darin

$$z = x + yi \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

ein, wo i die imaginäre Einheit $\sqrt{-1}$ bezeichnet, trennt in dem so entstandenen Ausdruck $W(x, y)$ den reellen vom imaginären Teil und setzt schließlich den ersteren gleich P, den letzteren gleich Qi:

$$W = P + Qi \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

(Z. B. man wählt $W = 2z^2 = 2[x + yi]^2 = 2x^2 - 2y^2 + 4xyi$ und erhält daraus $P = 2[x^2 - y^2]$, $Q = 4xy$.) Die so gefundenen Funktionen P und Q bilden in allen Fällen, d. h. bei jeder Wahl von $W(z)$, Potential und Stromfunktion einer möglichen Bewegung. Natürlich bleibt noch die Schwierigkeit übrig, $W(z)$ so zu wählen, daß gerade die den besonderen Bedingungen genügende Strömungsform herauskommt.

Die Auswahl der einem bestimmten Fall zugehörigen Funktion W kann in die Form einer sog. »konformen Abbildung« gebracht werden. Hat man eine Funktion $W(z')$ gefunden, die irgendeiner bestimmten Bewegung, z. B. der um einen geschlossenen Kreis herum, entspricht, und führt man in den Ausdruck für W eine neue Veränderliche z durch

$$z' = f(z) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

wo f irgendeine analytische Funktion bezeichnet, ein, so erhält man in $W(z)$ die Darstellung einer neuen Bewegung. Diese hängt mit der durch $W(z')$ gegebenen derart zusammen, daß ihre Stromlinien durch die Transformation (5) in die Stromlinien der früheren übergehen. Mit andern Worten, wenn man zu jedem Punkt z einer Stromlinie der neuen Bewegung den Wert $f(z)$ rechnet und $z' = f(z)$ konstruiert, so erhält man die Punkte einer Stromlinie der ursprünglichen Strömung. Diejenige Linie also, die bei dieser Transformation in den zuerst betrachteten Kreis übergeht, stellt das Profil dar, um das herum die durch $W(z)$ dargestellte Bewegung erfolgt. Sonach kommt es im Einzelfall nur darauf an, die richtige Transformationsfunktion (konforme Abbildung) zu finden.

Wir merken hier noch für spätere Verwendung an, in welcher Weise die Ableitung der Funktion W nach z, wofür wir auch W' schreiben wollen, mit den Geschwindigkeitskomponenten v_x und v_y zusammenhängt. Es ist

$$\frac{\partial W}{\partial x} = W' \frac{\partial z}{\partial x} = W' \text{ und } \frac{\partial W}{\partial x} = \frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial Q}{\partial x} i = v_x - v_y i$$

also

$$W' = v_x - v_y i \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

d. h. W', in üblicher Weise als komplexe Zahl in der Gaußschen Ebene dargestellt, liefert einen Vektor, der das Spiegelbild des Geschwindigkeitsvektors an der x-Achse ist.

2. Satz über konforme Abbildung.

Unsere weiteren Untersuchungen beruhen auf einem erst in neuerer Zeit durch Arbeiten von L. Bieberbach in den Vordergrund des Interesses gerückten Satz aus der Theorie der komplexen Funktionen, den wir jetzt — natürlich ohne Beweis — hier anführen wollen.

Sei in der z-Ebene eine geschlossene Kurve ohne Doppelpunkte gegeben, die einen einfach zusammenhängenden Bereich umgrenzt: dann gibt es stets eine und nur eine schlichte Abbildung von der Form

$$z' = z + \frac{a_1}{z} + \frac{a_2}{z^2} + \frac{a_3}{z^3} + \ldots, \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

(wo a_1, a_2, a_3 . . . im allgemeinen komplexe Konstante bezeichnen), durch die der Außenraum des gegebenen Bereiches auf den Außenraum eines Kreises der z'-Ebene stetig abgebildet wird.

Durch das in der z-Ebene gegebene Profil werden also die Konstanten a_1, a_2 . . . sowie die Größe und die Lage des Kreises in der z'-Ebene eindeutig bestimmt. Nennen wir etwa a den Radius des Kreises (positiv reelle Zahl) und m die komplexe Größe, die seinem Mittelpunkt in der z'-Ebene entspricht, so wird der Kreis, in den das gegebene Profil durch (7) übergeht, durch

$$|z' - m| = a \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

dargestellt.

Die Beziehung (7) hat die Eigenschaft, daß sie für hinreichend große Werte von z asymptotisch in $z' = z$ übergeht. Das besagt, daß das unendlich Ferne bei der Abbildung unverändert bleibt; die beiden durch $W(z)$ und $W(z')$ definierten Strömungen haben in unserm Falle dieselben Geschwindigkeitsverhältnisse in unendlicher Entfernung von dem betrachteten Profil (bzw. Kreis). Man könnte daher den angeführten Satz auch dahin aussprechen, daß es immer nur eine Abbildung gibt, die das Unendliche unverändert läßt und den ganzen Außenraum eines gegebenen Profils in den eines Kreises überführt. Zugleich sieht man auch ein, woher die Beschränkung herrührt, daß der Kreis, in den transformiert wird, nicht mehr willkürlich gewählt werden kann, sondern durch das gegebene Profil schon bestimmt ist. Denn, wie bekannt, kann man z. B. den Innenraum eines Profils auf den eines beliebig vorgegebenen Kreises konform abbilden (Hauptsatz der Funktionentheorie) und Analoges gilt für den Außenraum, wenn keine weiteren Bedingungen gestellt werden. Die Forderung aber, daß das unendlich Ferne unverändert bleiben soll, bestimmt den Kreis nach Größe und Lage eindeutig.

Joukowski und Kutta haben sich mit dem besondern Fall beschäftigt, in dem die Reihe (7) aus der Umkehrung der Beziehung

$$z = z' + \frac{c^2}{z'} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

hervorgeht, wobei c eine reelle Zahl. Aus (9) folgt:

$$z' = z - \frac{c^2}{z} - \frac{c^4}{z^3} - \frac{2c^6}{z^5} \ldots \quad . \quad . \quad . \quad (9')$$

3. Strömung um einen Kreis.

Die allgemeinste wirbelfreie Bewegung im Außenraume eines Kreises bzw. die zugehörige Funktion W ist seit langem bekannt. Nehmen wir zunächst an, der Kreis vom Halbmesser a liege in einer z''-Ebene so, daß sein Mittelpunkt mit $z'' = 0$ zusammenfällt, also seine Gleichung

$$|z''| = a \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10)$$

lautet, ferner, die Geschwindigkeit im Unendlichen habe die Größe u und die Richtung der negativen x-Achse. Es entspricht das der Relativbewegung, die entsteht, wenn ein Kreiszylinder parallel zur positiven x-Achse mit der Geschwindigkeit u in sonst ruhender Flüssigkeit bewegt wird. Die für diesen Fall bekannte Funktion W lautet nun:

$$W = -u\left(z'' + \frac{a^2}{z''}\right) - \frac{Ji}{2\pi} \operatorname{lognat} z'' \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

wo J eine reelle Konstante bezeichnet. Daß dieses W den gestellten Bedingungen genügt, sieht man so ein: Für $|z''| = a$ ist $a^2 : z''$ das Spiegelbild von z'' bezüglich der x-Achse, sonach der Klammerausdruck in (11) reell. Der komplexe Teil von W, der gleich $Q \cdot i$ zu setzen ist, ist also ganz in dem zweiten Teil von (11) enthalten, und zwar wird:

$$Q = -\frac{J}{2\pi} \operatorname{lognat} |z''| = -\frac{J}{2\pi} \operatorname{lognat} a = \text{konst.}$$

d. h. $|z''| = a$ liefert, in (11) eingesetzt, tatsächlich ein konstantes Q, also eine Stromlinie. Für das unendlich Ferne verschwindet aber in (11) alles gegenüber $-uz''$, und es folgt nach (5) aus $W = -uz''$, $W' = -u$, daß hier $v_x = -u$, $v_y = 0$ wird. Daß anderseits (11) die allgemeinste den Bedingungen genügende Bewegungsform liefert, kann man auf Grund allgemeiner Sätze der Funktionentheorie schließen.

Um zu erkennen, wie die durch (11) gegebene Strömung aussieht, zerlegen wir W in die beiden Bestandteile:

$$W_1 = -u\left(z'' + \frac{a^2}{z''}\right), \quad W_2 = -\frac{Ji}{2\pi}\,\text{lognat}\,z'' \quad . \ (12)$$

Der erste Teil W_1 besteht wieder aus zwei Summanden, dem ganz einfachen $-uz''$, der eine gleichförmige Parallelströmung mit der Geschwindigkeit u entgegen der x-Achse darstellt, und einem zweiten, dessen Stromlinien durch Inversion an dem gegebenen Kreise vom Radius a aus denen des ersten hervorgehen. In Fig. 1 sind sowohl die geraden Stromlinien

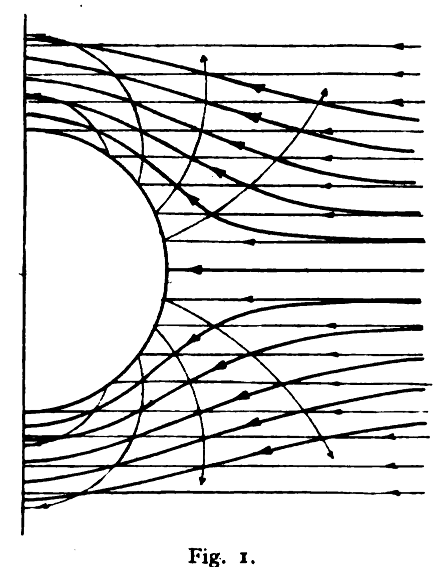


Fig. 1.

von $-uz''$ als auch die durch Inversion gebildeten Kreise (die jede Gerade in ihrem Schnittpunkt mit dem Grundkreis treffen) eingezeichnet und schließlich die resultierenden Stromlinien von W_1 stärker ausgezogen. Man erkennt, daß die Strömung, sowohl nach der x- wie nach der y-Richtung symmetrisch, sich an der Stelle $z'' = a$ (Geschwindigkeit Null) spaltet und an der Stelle $z'' = -a$ (Geschwindigkeit Null) wieder vereinigt.

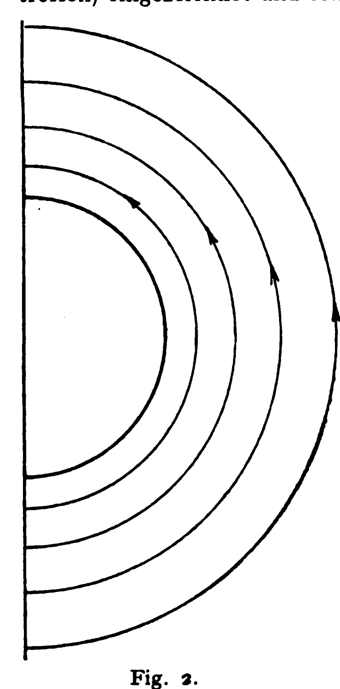


Fig. 2.

Die Strömung W_2 liefert die Fig. 2, wie man durch Einsetzen von $z'' = r e^{i\varphi}$ sofort erkennt. Denn daraus ergibt sich:

$$W_2 = J\frac{\varphi}{2\pi} - \frac{J}{2\pi}\,\text{lognat}\,r \cdot i,$$

$$P_2 = J\frac{\varphi}{2\pi},$$

$$Q_2 = -\frac{J}{2\pi}\,\text{lognat}\,r \quad . \ (13)$$

d. h. die Stromlinien sind die Kreise $r =$ konst. und die Geschwindigkeit (Ableitung von P_2 nach $r d\varphi$) ist $J : 2r\pi$. Die Konstante J stellt somit das Produkt aus dem Kreisumfang in die auf dem betreffenden Kreise herrschende Geschwindigkeit dar. Man sieht daher, daß J jeden Wert annehmen kann, ohne daß eine Bedingung des Problems verletzt wird, da auf alle Fälle W_2 keinen Beitrag zu der Geschwindigkeit im Unendlichen liefert. Man nennt J die »Zirkulation«; sie ist, wie der Ausdruck für P_2 zeigt, auch der Wert, um den das Potential zunimmt, wenn man einmal — auf einem beliebigen Wege — im positiven Sinne um den gegebenen Grundkreis herumgeht.

In Fig. 3 ist eine Übereinanderlagerung der beiden Strömungen W_1 und W_2 skizziert, wobei J so gewählt wurde, daß die Umlaufgeschwindigkeit am Umfang des Grundkreises gerade der Zuströmgeschwindigkeit u gleichkommt, also $J = 2\pi u a$. Man sieht, wie durch das Hinzutreten von W_2 die Symmetrie zur x-Achse, die W_1 aufwies, gestört wird. An der oberen Seite des Kreises werden die Geschwindigkeiten vergrößert, an der untern verkleinert. Da nach dem Bernoullischen Gesetz

$$\mu\frac{v^2}{2} + p = \text{konst.} \quad . \ . \ . \ . \ . \ . \ (14)$$

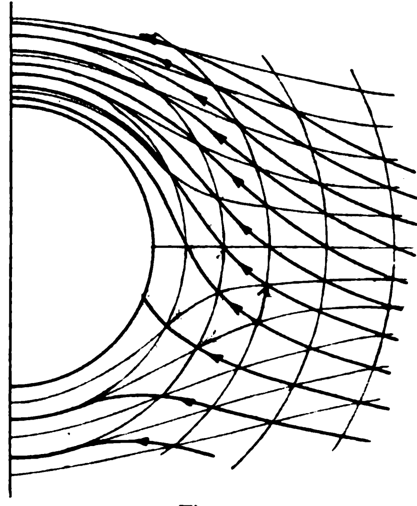


Fig. 3.

(v = Geschwindigkeitsgröße, μ = spez. Masse, p = Druck) an Stellen kleinerer Geschwindigkeit größerer Druck herrschen muß, ist klar, daß jetzt die Strömung auf den umströmten kreisförmigen Körper einen resultierenden aufwärts gerichteten Druck ausüben muß. Man erkennt auch, daß jetzt wieder zwei Punkte des Kreisumfanges die Geschwindigkeit Null aufweisen, und zwar zwei Punkte symmetrisch zur y-Achse, die, je größer J ist, um so weiter von der x-Achse fortrücken. Darauf kommen wir weiter unten noch zurück.

Betrachten wir den allgemeineren Fall, daß der gegebene Kreis seinen Mittelpunkt nicht im Anfangspunkt des Koordinatensystems hat, sondern in dem durch die komplexe Zahl m bestimmten Punkt, entsprechend der Gleichung (8), so müssen wir in dem Ausdruck (11) $z' - m$ an Stelle von z'' einführen, um das richtige W zu bekommen. Nehmen wir überdies an, die Zuströmrichtung sei nicht die der negativen x-Richtung, sondern gegen diese, wie Fig. 4 zeigt, um den Winkel α geneigt, so müssen wir $z' - m$ noch mit $e^{\alpha i}$ multiplizieren. D. h. die Transformation:

$$z'' = e^{\alpha i}(z' - m) \quad . \ . \ . \ . \ . \ . \ (15)$$

in (11) eingeführt, gibt ein $W(z')$, das die Strömung um den Kreis (8) unter dem »Anstellwinkel« α (gegen die x-Achse) darstellt. Die Geschwindigkeit in einem beliebigen Punkte ist bestimmt durch

$$\frac{dW}{dz'} = \frac{dW}{dz''}\cdot\frac{dz''}{dz'} = \left[-u\left(1 - \frac{a^2}{z''^2}\right) - \frac{Ji}{2\pi}\,\frac{1}{z''}\right]e^{\alpha i} \quad (16)$$

Dieser Ausdruck muß jedenfalls für jenen Wert von z'' verschwinden, für den die Geschwindigkeit Null ist. Suchen wir

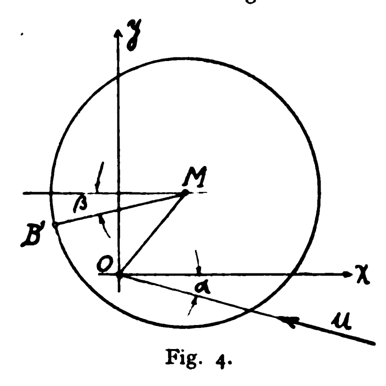


Fig. 4.

nun die Punkte am Kreisumfang mit $v = 0$! Der eine mag, wie Fig. 4 andeutet, so liegen, daß seine Verbindung mit dem

Kreismittelpunkt den Winkel β gegen die x-Achse bildet, also

$$z' - m = -a e^{\beta i}, \quad z'' = -a e^{(\alpha+\beta) i} \quad . \quad . \quad . \quad (17)$$

Führt man diesen Wert in (16) ein und setzt zugleich den Ausdruck Null, so erhält man:

$$\frac{J i}{2\pi} = u a \left[e^{(\alpha+\beta) i} - e^{-(\alpha+\beta) i}\right] = u a \cdot 2 i \sin(\alpha+\beta).$$

Demnach hängt der Wert J mit dem Winkel β, unter dem eine Nullstelle der Geschwindigkeit liegt, durch die Gleichung

$$J = 4 \pi u a \sin(\alpha+\beta) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (18)$$

zusammen. Die zweite Nullstelle liegt, der oben erwähnten Symmetrie wegen, so, daß $\sin(\alpha+\beta)$ für sie denselben Wert hat wie für die erste.

4. Strömung um ein Tragflächenprofil. Der Joukowskische Gedanke.

Wir nehmen nun an, es sei ein Tragflächenprofil gegeben, und es seien die Koeffizienten $a_1, a_2, a_3 \ldots$ der Reihe (7) gefunden, durch welche die Abbildung des Profils auf einen Kreis geleistet wird; auch der Kreisradius a und die Lage m des Mittelpunktes seien bekannt. Dann haben wir in dem Ausdruck (11) für W zunächst z'' mit Hilfe von (15) durch z' und hierauf z' mit Hilfe von (7) durch z zu ersetzen. Die so entstandene Funktion $W(z)$ stellt eine Strömung dar, die sich dem gegebenen Profil anschmiegt und im Unendlichen die gleichförmige Geschwindigkeit u unter dem Winkel α aufweist. Damit wäre unsere Aufgabe gelöst — wenn nicht in (11) die noch unbestimmte Konstante J vorkäme. Nach der Bemerkung, die oben über den Einfluß von W_2 auf das Strömungsbild beim Kreis gemacht wurde, müssen wir eben vermuten, daß gerade der Wert von J die von uns gesuchte Auftriebsgröße wesentlich beeinflußt. Die Frage, wie J zu bestimmen ist, hat Joukowski in entscheidender Weise gelöst.

Alle Umrißformen, die praktisch als Tragflächenprofile verwendet werden, haben die gemeinsame Eigenschaft, daß sie am hinteren Ende eine Spitze oder scharfe Ecke aufweisen. Es zeigt sich nun eine merkwürdige Übereinstimmung der Theorie mit der Erfahrung darin, daß gerade nur für Profile, die diese Eigenschaft besitzen, sich die Zirkulation J und damit der Auftrieb eindeutig berechnen läßt. Gerade der erfahrungsgemäß als notwendig erkannte spitze Auslauf der Tragfläche bildet die Grundlage der Berechnung des Auftriebes, und zwar in folgender Weise.

Die Geschwindigkeit in einem beliebigen Punkte der Strömung ist nach (6) durch

$$v_x - v_y i = W' = \frac{dW}{dz} = \left[\frac{dW}{dz''} \cdot \frac{dz''}{dz'}\right] \frac{dz'}{dz} \quad . \quad . \quad (19)$$

gegeben. Der auf der rechten Seite in Klammer gesetzte Ausdruck ist der in (16) bereits angegebene, der nichts anderes als die Geschwindigkeit im Strömungsbild um den Kreis bestimmt. Der letzte Faktor in (19) ist durch Differentiation von (7) zu finden:

$$\frac{dz'}{dz} = 1 - \frac{a_1}{z^2} - \frac{2 a_2}{z^3} - \frac{3 a_3}{z^4} \cdots \quad . \quad . \quad . \quad (20)$$

hängt also von den Koeffizienten $a_1, a_2, a_3 \ldots$ und damit von dem gegebenen Profil ab. Nun muß aber $dz' : dz$ notwendig an der Stelle z, die einer Spitze oder scharfen Ecke des Profils entspricht, unendlich groß werden. Denn, da das Profil durch die Transformation (7) in einen Kreis übergeht, bestimmt der Quotient $dz' : dz$ das Verhältnis der einander entsprechenden Linienelemente des Kreises und des gegebenen Umrisses. Setzen wir etwa $dz' : dz = \varrho e^{i\psi}$ (ϱ und ψ endliche, reelle Größen), so bedeutet dies, daß das Linienelement des Profils ϱfach zu vergrößern bzw. zu verkleinern und um den Winkel ψ zu verdrehen ist, damit das entsprechende Element des Kreisumfanges entsteht. Wenn es also auch an der Stelle z, die der Ecke des Profils entspricht, endliche Werte ϱ und ψ gäbe, so müßte die Abbildung des Profils wieder eine gleiche Ecke, nur gegen die erstere um den Winkel ψ verdreht, aufweisen. Der glatte Kreisbogen kann nur dann das Abbild sein, wenn $dz' : dz$ an der kritischen Stelle unendlich wird. Die Funktionentheorie lehrt überdies, daß sich die Abbildungsfunktion an dieser Stelle wie $z^{\frac{\pi}{2\pi - k}}$ verhalten muß, wenn k die Winkelöffnung der Ecke bezeichnet.

Ist der letzte Faktor rechts in (19) unendlich, so kann W' und damit v nur dann endlich bleiben, wenn der Klammerausdruck verschwindet. Unendliches v würde aber bedeuten, daß die Geschwindigkeit bei Annäherung an die Ecke des Profils mehr und mehr wächst, derart, daß schließlich die Bernoullische Gleichung (14) nur durch negative Werte von p befriedigt werden könnte. Daraus folgt aber, daß der Klammerausdruck, und das ist die Geschwindigkeit in dem betreffenden Punkt der Strömung um den Kreis, gerade dann Null sein muß, wenn $dz' : dz$ unendlich wird. Nun haben wir oben gezeigt, wie der Wert von J mit dem Winkelargument der Punkte, an denen die Kreisströmung die Geschwindigkeit Null besitzt, zusammenhängt. Daraus ergibt sich folgendes Verfahren zur Bestimmung der bisher unbestimmten Zirkulation J:

Man sucht, sobald das Profil und die zugehörige Abbildungsfunktion (7) gegeben sind, den Punkt der Kreisperipherie auf, in den sich die Spitze des Profils vermöge (7) abbildet. Hat dieser Punkt das Winkelargument $180 + \beta$ [so daß er durch (17) bestimmt wird], so hat J den Wert (18). Damit ist die Lösung des Strömungsproblems eindeutig festgelegt.

Wenn man in den Ausdruck (16) erst für z'' den Wert (15) und dann für z' den Wert (7) einsetzt, so entsteht eine Funktion von z, die sich leicht nach fallenden Potenzen von z entwickeln läßt. Die ersten Glieder sind:

$$-u e^{\alpha i} - \frac{J i}{2\pi} \frac{1}{z} + \frac{u a^2 e^{-\alpha i} - \frac{J i}{2\pi} m}{z^2} \cdots$$

Multipliziert man diese Reihe, die für den Klammerausdruck in (19) zu setzen ist, mit der Reihe (20), so erhält man nach (19) W' in der Form:

$$\left. \begin{aligned} W' = v_x - v_y i = A + \frac{B}{z} + \frac{C}{z^2} + \ldots \text{ mit } A = -u e^{\alpha i}, \\ B = -\frac{J i}{2\pi}, \; C = u a^2 e^{-\alpha i} + u a_1 e^{\alpha i} - \frac{J i}{2\pi} m, \ldots \end{aligned} \right| \quad (21)$$

Entwickelt man, was wir später noch brauchen werden, das Quadrat von W', so entsteht die Reihe:

$$\left. \begin{aligned} W'^2 = A_1 + \frac{B_1}{z} + \frac{C_1}{z_2} + \ldots \text{ mit } A_1 = A^2 = u^2 e^{2\alpha i}, \\ B_1 = 2 A B = \frac{u J}{\pi} i e^{\alpha i}, \quad C_1 = B^2 + 2 A C = \\ = -\frac{J^2}{4\pi^2} - 2 u^2 a^2 - 2 u^2 a_1 e^{2\alpha i} + \frac{u J}{\pi} m i e^{\alpha i} \end{aligned} \right\} \quad (22)$$

5. Berechnung des Auftriebes.

Um den Auftrieb zu berechnen, den die Tragfläche durch die eben ermittelte Strömung erfährt, wenden wir den sog. Impulssatz an, d. i. die Aussage, daß die Summe der auf einen beliebig abgegrenzten Flüssigkeitsteil wirkenden äußeren Kräfte gleichkommt dem Überschuß der an den Grenzen pro Zeiteinheit austretenden Bewegungsgröße über die eintretende. Die Komponenten der gesuchten Auftriebskraft seien P_x und P_y.

Das Koordinatensystem denken wir uns so gelegt, daß die von der Spitze des Profils an dieses gelegte Tangente, die sog. Profilsehne, nach Lage und Richtungssinn mit der positiven x-Achse zusammenfällt (Fig. 5). Der von uns oben eingeführte Winkel α, unter dem die Zuströmung aus dem Unendlichen erfolgt, entspricht dann gerade dem sog. Anstellwinkel. In Fig. 5 ist auch der Kreis angedeutet, in den das Profil durch die Transformation (7) übergeht, und auf diesem der Punkt B', Abbild der Profilspitze B.

Der Flüssigkeitsteil, auf den wir den Impulssatz anwenden wollen, sei einerseits von dem Tragflächenprofil, anderseits von einem mit dem Halbmesser R um den Nullpunkt geschlagenen Kreis begrenzt, der das Profil ganz in sich schließt

(Fig. 5). Dann wirken als äußere Kräfte auf die Flüssigkeit: $-P_x$ und $-P_y$, ferner von dem Druck am äußeren Umfang herrührend:

$$-R\int_0^{2\pi} p\cos\varphi\, d\varphi \quad \text{und} \quad -R\int_0^{2\pi} p\sin\varphi\, d\varphi.$$

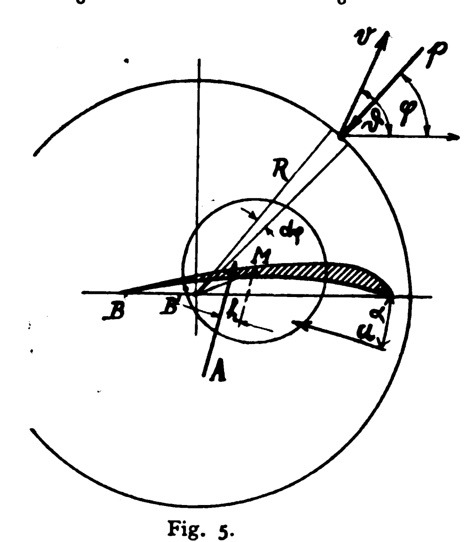


Fig. 5.

Dabei bedeutet φ den Winkel, den der Fahrstrahl vom Mittelpunkt nach einem beliebigen Umfangspunkt des R-Kreises mit der x-Achse einschließt. Da die beiden Integrale, wenn an die Stelle von p eine Konstante gesetzt wird, verschwinden, kann man zufolge der Bernoullischen Gleichung (14) in ihnen p durch $-\frac{\mu v^2}{2}$ ersetzen, so daß die Ausdrücke

$$\frac{R\mu}{2}\int_0^{2\pi} v^2\cos\varphi\, d\varphi \quad \text{und} \quad \frac{R\mu}{2}\int_0^{2\pi} v^2\sin\varphi\, d\varphi$$

entstehen. Die Komponenten der Bewegungsgröße pro Volumeinheit sind μv_x und μv_y, also wenn ϑ den Winkel des Geschwindigkeitvektors mit der x-Achse bezeichnet:

$$\mu v\cos\vartheta \quad \text{und} \quad \mu v\sin\vartheta.$$

Die pro Zeiteinheit durch den Kreisumfang austretende Bewegungsgröße (abzüglich der eintretenden) hat die Komponenten:

$$R\mu\int_0^{2\pi} v^2\cos(\vartheta-\varphi)\cos\vartheta\, d\varphi, \quad R\mu\int_0^{2\pi} v^2\cos(\vartheta-\varphi)\sin\vartheta\, d\varphi,$$

weil $v\cos(\vartheta-\varphi)$ die nach auswärts positiv gerechnete, radiale Geschwindigkeitskomponente ist. Die beiden Komponentengleichungen des Impulssatzes lauten demnach:

$$\left.\begin{aligned} -P_x+\frac{R\mu}{2}\int_0^{2\pi} v^2\cos\varphi\, d\varphi &= R\mu\int_0^{2\pi} v^2\cos(\vartheta-\varphi)\sin\vartheta\, d\varphi \\ -P_y+\frac{R\mu}{2}\int_0^{2\pi} v^2\sin\varphi\, d\varphi &= R\mu\int_0^{2\pi} v^2\cos(\vartheta-\varphi)\sin\vartheta\, d\varphi \end{aligned}\right\} \quad (23)$$

Faßt man die beiden Gleichungen derart zusammen, daß man die zweite, mit i multipliziert, von der ersten abzieht und dann ordnet, so entsteht:

$$\begin{aligned} P_x-P_y i &= \frac{R\mu}{2}\int_0^{2\pi} v^2\left[(\cos\varphi-\sin\varphi\cdot i)-\right. \\ &\quad \left.-2\cos(\vartheta-\varphi)\cdot(\cos\vartheta-\sin\vartheta\cdot i)\right] \\ &= \frac{R\mu}{2}\int_0^{2\pi} v^2\left[e^{-i\varphi}-2\cos(\vartheta-\varphi)\, e^{-\vartheta i}\right]. \end{aligned}$$

Für den Klammerausdruck rechts kann man schreiben:

$$e^{-\vartheta i}\left[e^{(\vartheta-\varphi)i}-2\cos(\vartheta-\varphi)\right]=e^{-\vartheta i}\cdot e^{-(\vartheta-\varphi)i},$$

also

$$P_x-P_y i=\frac{R\mu}{2}\int_0^{2\pi} v^2 e^{-2\vartheta i}\cdot e^{\varphi i}\, d\varphi. \quad . \quad . \quad (24)$$

Nun ist aber

$$W'=v e^{-i\vartheta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (25)$$

da v reell ist und W' als komplexe Größe aufgetragen (s. oben unter 1) das Spiegelbild des Geschwindigkeitsvektors ergibt. Demnach wird endgültig:

$$P_x-P_y i=\frac{R\mu}{2}\int_0^{2\pi} W'^2 e^{\varphi i}\, d\varphi \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (26)$$

wobei für W' der oben in (22) gefundene Wert mit $z=Re^{\varphi i}$ einzusetzen ist.

Die weitere Rechnung erledigt sich nun überraschend einfach. Beachtet man, daß die einzelnen Glieder der Reihe (26), von konstanten Faktoren abgesehen, wegen $z=Re^{i\varphi}$ die Form

$$R^{-n}e^{-n\varphi i} \quad (n=0, 1, 2\ldots.)$$

annehmen, so sieht man, daß bei gliedweiser Durchführung der Integration (26) stets nur Integrale der Form

$$R^{-n}\int_0^{2\pi} e^{(-n+1)\varphi i}\, d\varphi$$

zu bilden sind. Alle diese Integrale verschwinden aber, der Periodizität des Integranden wegen, mit alleiniger Ausnahme des Gliedes $n=1$, das in (22) den Koeffizienten B_1 besitzt und somit den Wert $\frac{2\pi B_1}{R}$ ergibt. Die rechte Seite von (26) ist also mit Hilfe von (22) sofort gefunden zu

$$\frac{R\mu}{2}\cdot\frac{2\pi B_1}{R}=\mu u J i e^{\alpha i}$$

also

$$P_x-P_y\cdot i=\mu u J i e^{\alpha i} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (27)$$

Da die komplexe Größe links das Spiegelbild des gesuchten Kraftvektors bezüglich der x-Achse bedeutet, folgt aus (27), daß die Kraft senkrecht auf der durch α bestimmten Zuströmrichtung steht und die Größe

$$A=\mu u J \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (28)$$

besitzt. Drückt man nach (18) J durch den Winkel β aus, der den Bildpunkt der Profilspitze auf dem Kreisumfang festlegt, so wird

$$A=4\pi\mu u^2 a\sin(\alpha+\beta) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (29)$$

Wird die ganze Breite des Profils mit b bezeichnet, so ergibt sich der sog. Auftriebskoeffizient

$$\zeta_A=\frac{A}{\mu u^2 b}=4\pi\frac{a}{b}\sin(\alpha+\beta) \quad . \quad . \quad . \quad (30)$$

Die Formeln (29) und (30) stimmen mit den von Joukowski für seinen Sonderfall gefundenen überein[1]).

6. Bestimmung der Angriffslinie.

Um die Angriffslinie des Auftriebes oder, was auf dasselbe hinauskommt, sein Moment M in bezug auf den Nullpunkt O des Koordinatensystems zu bestimmen, wenden wir wieder den Impulssatz an, nur daß wir jetzt das Moment der äußeren Kräfte und das Moment der Bewegungsgröße in Betracht ziehen. Die Rechnung wird noch einfacher als die frühere, weil die Drucke am Umfang des R-Kreises kein Moment in bezug auf den Mittelpunkt des Kreises ergeben. Das Moment der Bewegungsgröße ist $R\mu v\sin(\vartheta-\varphi)$, so daß die Gleichung lautet:

$$-M=R^2\mu\int_0^{2\pi} v^2\cos(\vartheta-\varphi)\sin(\vartheta-\varphi)\, d\varphi \quad . \quad . \quad (31($$

Nun folgt aus (25):

$$W' e^{\varphi i}=v e^{-(\vartheta-\varphi)i}=v\left[\cos(\vartheta-\varphi)-\sin(\vartheta-\varphi)\, i\right].$$

[1]) Daß bei Joukowski a. a. O. noch der Faktor $\sin\beta$ auftritt, rührt daher, daß er nicht, wie wir, eine Transformation betrachtet, die das Unendliche unverändert läßt, sondern eine, die das Unendliche im Verhältnis $1:\sin\beta$ vergrößert. Daher ist auch der Kreis, in den das Profil transformiert wird, bei Joukowski im Verhältnis $1:\sin\beta$ größer als bei uns.

Erhebt man hier beide Seiten ins Quadrat, so sieht man, daß der Integrand in (31) gerade der reelle Teil des Ausdruckes

$$-\frac{W'^2 e^{2\varphi i}}{2i}$$

ist. Bezeichnen wir also durch ein vorgesetztes $\Re$ den Realteil einer komplexen Größe, so erhalten wir:

$$M = R^2 \mu \Re \int_0^{2\pi} \frac{1}{2i} W'^2 e^{2\varphi i} d\varphi \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (32)$$

Die Berechnung dieses Integrals auf Grund von (22) geschieht genau wie oben die des Integrals (26). Wieder fallen alle Glieder der Reihe fort, bis auf ein einziges, aber diesmal bis auf das Glied

$$\frac{C_1}{z^2} = \frac{C_1}{R^2} e^{-2\varphi i}.$$

Dieses Glied liefert den Beitrag

$$\frac{\pi}{i} \cdot \frac{C_1}{R^2}$$

so daß nach (22)

$$M = \mu \pi \Re \left[2 u^2 a_1 i e^{2\alpha i} + \frac{uJ}{\pi} m e^{\alpha i} \right] \quad . \quad . \quad (33)$$

Die ersten beiden Summanden von C_1 sind hier gleich fortgelassen, weil sie keinen reellen Bestandteil ergeben. Der Koeffizient a_1 der Entwicklung (7) ist im allgemeinen eine komplexe Größe, für die wir schreiben wollen

$$a_1 = -c^2 e^{2\gamma i} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (34)$$

(c und γ reell). Setzen wir auch

$$m = |m| e^{\delta i} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (35)$$

so nimmt (33) die Form an:

$$M = 2 \mu \pi u^2 c^2 \sin^2 (\alpha + \gamma) + \mu u J |m| \cos (\alpha + \delta) \quad (36)$$

Verlegt man den Bezugspunkt des Momentes vom Anfangspunkt O nach dem Mittelpunkt des Bildkreises des Profils, so muß sich das Moment um den Wert

$$A \cdot |m| \cos (\alpha + \delta)$$

(s. Fig. 5) vermindern. Das ist aber nach (28) gerade der zweite Summand in (36), es bleibt also nur

$$M_1 = 2 \mu \pi u^2 c^2 \sin 2 (\alpha + \gamma) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (37)$$

für das Moment des Auftriebes, bezogen auf den Kreismittelpunkt. Der Hebelarm der Auftriebskraft ist wegen (29):

$$h = \frac{c^2}{2a} \frac{\sin 2(\alpha + \gamma)}{\sin (\alpha + \beta)} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (38)$$

Hiernach ist die sog. Druckpunktwanderung zu beurteilen. Die Formel (38) stimmt anscheinend nicht mit der von Joukowski für seinen Sonderfall ohne Beweis angegebenen[1]) überein.

7. Zusammenfassung und Erörterung der Ergebnisse.

Die wichtigsten Ergebnisse unserer Untersuchung lassen sich wie folgt zusammenfassen.

Nach dem in 2) angeführten Satz über konforme Abbildung wird zu jedem Tragflächenprofil ein Kreis (Mittelpunkt M, Halbmesser a) bestimmt und auf dem Kreisumfang ein Punkt B', das Abbild der Profilspitze B. Nennen wir M kurz den »Mittelpunkt des Profils« und die Gerade $B'M$ die »erste Achse« oder »Nullinie«, und bezeichnen wir mit

$$\alpha_1 = \alpha + \beta \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (39)$$

den Anstellwinkel der Nullinie gegen die Bewegungsrichtung, so wird der Auftrieb nach (29)

$$A = 4 \pi \mu u^2 a \sin \alpha_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (40)$$

einfach dem Sinus des neuen Anstellwinkels proportional. Bestimmen wir ferner eine »zweite Achse« des Profils so, daß sie aus der x-Achse durch positive Drehung um den Winkel γ hervorgeht und schreiben wir

$$\alpha_2 = \alpha + \gamma \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (41)$$

so wird das Moment des Auftriebes, bezogen auf den Mittelpunkt M, nach (37):

$$M_1 = 2 \pi \mu u^2 c^2 \sin 2 \alpha_2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (42)$$

proportional dem Sinus des doppelten Anstellwinkels der zweiten Achse. Im ganzen kommen also nur folgende Invarianten des Profils für die Kraftwirkung in Frage:

Für die Auftriebsgröße: Die Richtung der ersten Achse (1) und der Halbmesser des Bildkreises (2);
für die Auftriebslage außerdem: Der Mittelpunkt des Profils (3, 4),
die Richtung der zweiten Achse (5) und
die Größe des Parameters c (6).

Wir werden weiter unten zeigen, wie man auch die zweite Achse und den Parameter c anschaulich deuten kann.

An unseren Ergebnissen ist auffallend, daß die Abhängigkeit der Auftriebsgröße und -lage von der Bewegungsrichtung ganz allgemein so einfachen Gesetzen genügt, während man zuerst vermuten könnte, diese Abhängigkeit müßte dieselbe Mannigfaltigkeit aufweisen wie die Profilformen selbst. Praktisch bedeutet das, daß man aus zwei Werten des Auftriebskoeffizienten ζ_A für zwei verschiedene α den ganzen Verlauf der Linie $\zeta_A(\alpha)$ bestimmen kann usf. Die bisherigen Versuche stimmen jedenfalls darin überein, daß bei den kleinen Werten von α, für die die Theorie überhaupt anwendbar ist, diese Linie als eine fast gerade, schwach abwärts gewölbte Kurve erscheint.

Eine volle Verwertung der Ergebnisse unserer Untersuchung für die Flugzeugkonstruktion — soweit hier überhaupt die Grundlagen der Theorie Geltung haben — ist natürlich erst dann erreicht, wenn wir angeben können, wie man zu einem gegebenen Profil die von uns eingeführten Invarianten findet. Damit und mit der umgekehrten Aufgabe, nämlich Profile zu gegebenen Invarianten anzugeben, werden wir uns in späteren Mitteilungen beschäftigen. Hier nur noch etwas über die Abschätzung der fraglichen Größen!

Zunächst besagt ein Satz von Bieberbach, daß die größte Breite des Bereiches, dessen Außenraum durch die Abbildung (7) in den Außenraum des Kreises vom Halbmesser a übergeht, nicht größer als $4a$ sein kann.[1]) Daraus folgt nach (30)

$$\zeta_A = 4\pi \frac{a}{b} \sin \alpha_1 \geqq \pi \sin \alpha_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (43)$$

Die Neigung der ζ_A-Linie für kleine Anstellwinkel α_1 ist also stets größer als π. Es ist auffallend, daß sich eine untere Grenze für ζ_A ergibt; man würde eher vermuten, daß die Größe des Auftriebs nach oben hin beschränkt ist. Aber der Flugzeugkonstrukteur weiß, daß gerade die oft zu hohen Werte des Auftriebskoeffizienten die Schwierigkeit für die Erzielung großer Fluggeschwindigkeit bilden. Daß die üblichen Laboratoriumsversuche viel schwächer geneigte ζ_A-Linien ergeben, ist kein Widerspruch gegen unsere Folgerung, da die Störung der ebenen Bewegung an den Enden der kurz abgeschnittenen Modelle, wie man weiß, die Ergebnisse in diesem Sinne beeinflußt. Die zur Prüfung der Joukowskischen Theorie in Göttingen durchgeführten Versuche haben bei Berücksichtigung dieses Umstandes einen entsprechend höheren Wert für $\zeta_A : \alpha_1$ ergeben.

Die untere Grenze der Ungleichung (43) wird erreicht, wenn das Profil in einen dünnen Spalt vom Flächeninhalt Null übergeht. Die üblichen Profile sind nicht viel von einem solchen Spalt verschieden. Daher wird der theoretische Wert von ζ_A immer nahe über $\pi \sin \alpha_1$ liegen. Für das erwähnte Modell einer Joukowskischen Tragfläche lag der rechnungsmäßige Wert von ζ_A bei $3{,}2 \sin \alpha_1$.

Eine weitere von Bieberbach angegebene Ungleichung besagt, daß der mit dem Halbmesser $2a$ um M als Mittelpunkt geschlagene Kreis das Profil ganz in seinem Innern enthält. Der Grenzfall, daß nämlich dieser Kreis das Profil an zwei Stellen berührt, tritt wieder dann ein, wenn das

[1]) Aerodynamique, S. 178.

[1]) Vgl. z. B. Sitzungsber. d. Berliner Akad., 1916, S. 940 und die an dieser Stelle angeführten Arbeiten. Auch Bieberbach, Konforme Abbildung, Samml. Göschen.

Profil in den kreisbogenförmigen Spalt übergeht. Daraus folgt nun, daß M annähernd auf der zur Sehne senkrechten Mittellinie liegen und der Kreisradius a annähernd die Hälfte der Abstände zwischen M und den Profilenden ausmachen muß.

Zu vorgegebenen Werten der 6 Invarianten kann man naturgemäß noch eine große Zahl verschiedener Profile angeben, die sich dann alle untereinander hinsichtlich der Auftriebsgrößen ganz gleich verhalten. Nimmt man an, daß die Ungleichung

$$a \cos (\beta - \gamma) - c > 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; (44)$$

besteht, so kann man jedesmal auch ein und nur ein Joukowskisches Profil zu vorgeschriebenen Werten der Invarianten finden. Denn die Umkehrung von (7), die mit den Gliedern

$$z = z' - \frac{a_1}{z'} \dots \quad . \; . \; . \; . \; . \; (45)$$

beginnt, läßt sich nach (34) durch Drehung des Achsenkreuzes um den Winkel γ auf die Form

$$z = z' + \frac{c^2}{z} \dots \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (46)$$

bringen. Dies stimmt bis zum zweiten Glied mit der oben angeführten Transformation (9) überein, durch welche jeder durch $z' = -c$ hindurchgehende und $z' = c$ einschließende Kreis in ein Joukowskisches Profil übergeführt wird. Da für die Auftriebsgrößen nur Glieder bis einschließlich zur Ordnung 1 in Betracht kommen, ist damit unsere Behauptung erwiesen. Die Ungleichung (44) drückt nur aus, daß der Grundkreis die zweite Verzweigungsstelle $z' = c$ in seinem Innern enthalten muß. Die zweite Achse ist durch die vorgenommene Drehung parallel zur reellen Achse geworden.

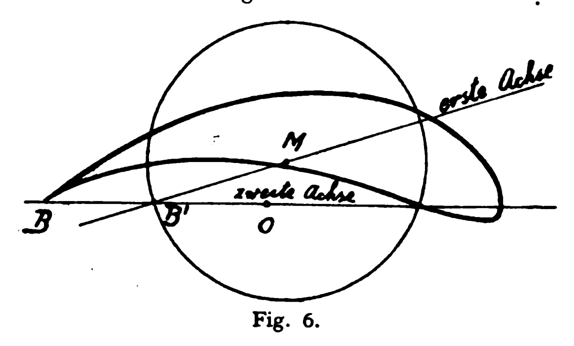


Fig. 6.

Hiernach kann man für die praktisch vorkommenden sichelförmigen Profile eine erste ungefähre Orientierung über die Bedeutung der einzelnen Invarianten auf Grund der bekannten Eigenschaften der Joukowskischen Profile gewinnen. Die zweite Achse hat annähernd die Richtung der Flächensehne, der Anstellwinkel der ersten Achse ist um etwa ein Viertel des von der Profilunterseite gebildeten Bogenwinkels größer, der Mittelpunkt M liegt beiläufig in der Mitte der unteren Begrenzung des Profils, c ist annähernd ein Viertel der Sehnenlänge und der Ausdruck (44) ein Maß für die Dicke des Profils, während der Halbmesser des Bildkreises die Ungleichung (44) eben knapp erfüllt. Vgl. die Fig. 6, die ein Joukowskisches Profil darstellt und ein maßstabrichtiges Bild für die Lage und Größe der Invarianten in dem Spezialfalle eines ziemlich dicken Profils liefert. Nähere Erläuterungen hierzu geben wir noch in den weiteren Mitteilungen.

Die Messung von Flugleistungen in England.[1]

Von E. Everling.

Fortsetzung aus Heft 19/20, Seite 155.

III. Die Steigfähigkeitsprüfung (Fortsetzung).

Welche Beobachtungen sind nun während der Steigprüfung notwendig?

[1]) Bearbeitet nach einem Vortrage: »Methods of Measuring aircraft performances«, den Captain H. Tizard vom Royal Flying Corps am 7. März 1917 vor der Aeronautical Society of Great Britain hielt.

Zunächst wird in regelmäßigen Zeitabständen nach dem Start die Höhe abgelesen. Dieses Verfahren scheint uns methodisch besser als das umgekehrte, bei welchem die für bestimmte Höhen benötigten Zeiten abgestoppt werden. Denn das Abpassen einer bestimmten Einstellung eines Instrumentes (im ersten Fall der Uhr, im zweiten des Höhenmessers) läßt sich im allgemeinen nicht mit der gleichen Genauigkeit durchführen wie das Ablesen einer Zeigerstellung in einem gegebenen Augenblick (im ersten Fall also am Höhenmesser, im zweiten an der Uhr). Da nun die Zeit bei diesen Steigversuchen mit viel größerer Genauigkeit eingehalten bzw. abgelesen werden kann als die Höhe, so gibt das erstere Verfahren zuverlässigere Werte.

Abgesehen von der eben erwähnten Ungenauigkeit der Ablesung ist das Barometer aber auch deswegen kein zuverlässiger Höhenmesser, weil es ja nur den Luftdruck mißt und außerdem häufig mit konstruktiven Mängeln behaftet ist. Aus dem Luftdruck am Boden b_0 und in der Luft b wird die Höhe z (m) nach der barometrischen Höhenformel[1]) ermittelt:

$$z = 8000 \cdot \frac{273 + t}{273} \cdot \log \text{nat} \left(\frac{b_0}{b}\right) = 18\,400 \cdot \frac{273 + t}{273} \cdot \log \left(\frac{b_0}{b}\right)$$
$$= 67{,}4\,(273 + t) \cdot \log \left(\frac{b_0}{b}\right).$$

Für den praktischen Gebrauch werden die Barometer mit einer Höhenskala versehen, die mit Hilfe von Jahresmittelwerten für t (t ist die mittlere Temperatur zwischen den beiden Meßhöhen), die zu jeder Höhe angenommen werden, aus der Formel zu berechnen ist. In England legt man nach Angabe des Vortragenden für die ganze Höhe (!) eine einheitliche Temperatur von 10° C (gleich 50° F) dieser Umrechnung zugrunde, einen Wert also, der zwar am Erdboden im Jahresmittel ungefähr richtig ist, aber nur an besonders heißen Sommertagen als mittlere Temperatur z. B. zwischen 0 und 6 km angesehen werden kann. Sonst zeigt das Barometer zu große Höhe an, an einem kalten Wintertage z. B. 5 km, wenn die wahre Höhe 4,4 km ist. Ganz allgemein müssen also die Höhenablesungen im Verhältnis $(273 + t) : 283$ reduziert werden:

Tabelle 3.

Für eine mittlere Temperatur von	+ 10°	0°	− 10°	− 20° C.
beträgt also der Korrektionsfaktor	1,000	0,965	0,929	0,894 usw.

Die Größe dieser Berichtigung zeigt zur Genüge die Notwendigkeit von Temperaturmessungen während des Probefluges. Zu diesem Zweck wird ein Spezialthermometer an einem Stiel angebracht, in genügendem Abstand vom Rumpf und von der warmen Auspuffluft. Das — nach Meinung des Vortragenden — in Frankreich gebräuchliche Verfahren, die Bodentemperatur zu messen und eine gleichmäßige Abnahme mit der Höhe anzunehmen, hat wegen der möglichen Unregelmäßigkeiten, die wir auf Fig. 1 bereits kennen gelernt haben, beträchtliche Fehler im Gefolge.

Jedenfalls muß man das Barometer nicht als Höhenmesser, sondern als Druckanzeiger benutzen. Man darf es infolgedessen auch nicht jedesmal auf Null herabsetzen, sondern muß es so einstellen, daß der Nullpunkt der Höhenteilung dem Luftdruck 760 mm entspricht. Dann gehört nach Tabelle 2 zu jeder anderen Höhe ein bestimmter mittlerer Druck. Kennt man außerdem die Temperaturen in bestimmten Höhen, so läßt sich die Luftdichte berechnen oder aus Kurvendarstellungen abgreifen.

Bei jedem Steigfluge wird also, außer dem gesamten Fluggewicht, der Nutzlast oder Zuladung, gemessen:

1. Die Barometeranzeige von 1000 zu 1000 Fuß (gleich je 305 m),
2. die seit dem Start verflossene Zeit,
3. die Temperatur;

ferner zur Vervollständigung von Zeit zu Zeit

4. die Fluggeschwindigkeit und
5. die Motordrehzahl.

[1]) Im englischen Bericht fehlt der Faktor $\frac{8000}{273} = 29{,}3$.

Die Steigzeiten werden dann auf Koordinatenpapier in Abhängigkeit von den Höhen als Kurve aufgetragen und aus der Richtung der Tangenten an diese Kurve die Steiggeschwindigkeit für 1000, 2000 usw. Fuß bestimmt und mit Hilfe des Korrektionsfaktors nach Tabelle 3 wegen der Abweichung der beobachteten von der mittleren Temperatur berichtigt. Die so erhaltenen »genauen« Steiggeschwindigkeiten werden dann »nochmals in Abhängigkeit von den Normalhöhen« aufgetragen[1]) und die gesuchten »richtigen« Steigzeiten durch graphische Integration der Kurven gewonnen.

Tabelle 4.

Beispiel für eine Steigprüfung. Flugzeug: .... Motor: .... Datum: 27. Februar 1916.

Barometerhöhe		Temperaturablesung		Luftdichte relativ	Steigzeit	Steiggeschwindigkeit		Normalhöhe	Mittl. Luftdichte	Steigzeit	Steiggeschwindigkeit	
Fuß	km	° Fahr.	° Cels.	vH	min	gemessen Fuß/min	berechnet Fuß/min	Fuß	vH	min	Fuß/min	m/s
0	0,00	36	+ 2,2	—	0,00	—	—	—	—	—	—	—
1 000	0,30	37	+ 2,8	101,0	1,00	835	814	1 000	99,40	1,20	775	3,94
2 000	0,61	38	+ 3,3	97,2	2,10	735	718	2 000	96,30	2,56	685	3,48
3 000	0,91	36	+ 2,2	94,0	3,70	640	622	3 000	93,26	4,11	610	3,10
4 000	1,22	36	+ 2,2	90,7	5,40	560	544	4 000	90,25	5,85	545	2,77
5 000	1,52	36	+ 2,2	87,4	7,25	510	495	5 000	87,35	7,80	490	2,49
6 000	1,83	33	+ 0,6	84,7	9,40	450	435	6 000	84,50	9,96	435	2,21
7 000	2,13	30	— 1,1	82,1	11,90	405	389	7 000	81,80	12,40	385	1,96
8 000	2,44	26	— 3,3	79,9	14,25	365	347	8 000	79,16	15,14	345	1,75
9 000	2,74	22	— 5,6	77,6	17,00	330	312	9 000	76,55	18,20	310	1,57
10 000	3,05	23	— 5,0	74,7	20,25	310	294	10 000	74,00	21,61	280	1,42
11 000	3,35	21	— 6,1	72,2	23,60	280	264	11 000	71,70	25,41	245	1,24
12 000	3,66	20	— 6,7	69,8	27,40	230	216	12 000	69,50	29,81	210	1,07
13 000	3,96	17	— 8,3	67,7	31,90	195	182	13 000	67,32	35,13	170	0,86
14 000	4,27	12	— 11,1	65,9	37,90	150	139	14 000	65,17	41,88	130	0,66
15 000	4,57	8	— 13,3	64,1	45,25	110	101	14 500*)	64,11	46,23	105	0,53

*) Da die mittlere Luftdichte (nach Tabelle 2) von 63,0 vH für 15000 Fuß während des Steigfluges wegen der niedrigen Außentemperatur des Februartages nicht erreicht wurde, konnte als höchste Normalhöhe nur 14500 Fuß, gleich 4,042 km, mit einem Luftdichteverhältnis von 64,1 vH gewählt werden. Die letzten fünf Spalten der Tabelle sind aus der zweiten Auswertungskurve (Steiggeschwindigkeiten in Abhängigkeit von der Normalhöhe) abgegriffen.

Die Durchführung und die Ergebnisse einer solchen Steigprüfung zeigt Tabelle 4, in der wir die Maße des Originals (° Fahrenheit und Fuß) beibehalten zu müssen glaubten, aber die entsprechenden Werte in km und ° C ebenfalls angegeben haben. Mit jedem neuen Flugzeug werden zwei Steigprüfungen bis etwa 5 km Höhe vorgenommen, wenn es die Zeit gestattet, sogar drei oder mehr. Die Mittelwerte aus diesen Flügen stellen die Flugleistungen an einem »Normaltage« so gut wie unabhängig von der Temperaturverteilung, den vertikalen Luftströmungen und anderen Fehlerquellen dar.

Wenn die Steigkurve nach oben hin verlängert wird, bis sie wagerecht verläuft, so erhält man die Gipfelhöhe, für die die Steiggeschwindigkeit Null ist.

IV. Die Geschwindigkeitsprüfung.

Wenn bei dem Steigfluge 16000 Fuß (4,9 km) erreicht sind, wird die Geschwindigkeit im wagerechten Fluge in Höhenlagen von 2000 zu 2000 Fuß (gleich je 610 m), vom höchsten Punkte abwärts, mit dem Fahrtmesser bestimmt. Zur genauen Einhaltung der Wagerechten wird statt des zu wenig empfindlichen Barometers ein »Statoskop« (Fig. 2) benutzt, das auf dem Variometerprinzip (vgl. Abschnitt III) beruht, aber statt des Manometers mit Flüssigkeitsfüllung nur ein kleines, wagerechtes, schwach gebogenes Glasröhrchen enthält, in dem sich ein Tropfen befindet. Das Instrument spricht daher auf die kleinsten Höhenschwankungen durch eine Verschiebung des Tropfens aus der Ruhelage an, während er bei starken Niveauänderungen an den Enden des Rohres in je einer Tasche oder Falle aufgefangen wird. (Die Vorrichtung wird von der British Wright Co. hergestellt.)

In einigen Höhenstufen wird außer der Geschwindigkeit bei Vollgas auch die mit gedrosseltem Motor, bis herab zur kleinstmöglichen Geschwindigkeit für diese Höhe[1]), zugleich mit dem Benzinverbrauch und der Drehzahl, der Höhe und der Temperatur gemessen.

Für genaue Geschwindigkeitsmessungen ist große Sorgfalt des Führers erforderlich, weit mehr als für die Steigprüfungen. Vor allem bei bögigem Wetter sind Fehler möglich. Am besten fliegt man dann zuerst etwas abwärts, darauf aufwärts, und liest die Geschwindigkeiten ab. Zwischen ihnen liegt der Wert für den wagerechten Flug.

Der Flieger muß also eine mittlere Geschwindigkeit zwischen diesen beiden Anzeigen einhalten und dabei »mit einem Auge« das Statoskop überwachen, um kleine Korrekturen geben zu können, wenn es ein Steigen oder Fallen anzeigen sollte. Mit einiger Sorgfalt wird es auf diese Weise möglich sein, die Geschwindigkeit im wagerechten Fluge auf 1 bis 2 km/h genau, auch bei leichten Flugzeugen, konstant zu halten und zu messen — bis auf Fehler, die durch auf- oder absteigende Luftströmungen verursacht werden, die jedoch durch Mittelbildung aus den Beobachtungen in den verschiedenen Höhen[2]) größtenteils beseitigt werden.

Hierbei ist die Fluggeschwindigkeit aus der Anzeige des Fahrtmessers zu bestimmen, der, weil er ja auf dem Staudruckprinzip beruht, in großen Höhen zu geringe Geschwindigkeiten anzeigt, in 2 ½ km Höhe z. B. 112 km/h statt des richtigen Wertes 118 km/h. Denn der Fahrtmesser ist im Grunde nichts als ein Druckmesser, ebenso wie das Barometer, nur von größerer Empfindlichkeit; und zwar gibt er die Druckdifferenz zwischen der umgebenden Luft und einer in der Flugrichtung offenen Düse an. Dieser Staudruck ist, wie wir bereits sahen,

$$q = \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2 = \frac{\varrho}{2} v^2,$$

also proportional der Massendichte der Luft und dem Quadrat der Fluggeschwindigkeit, vorausgesetzt, daß die Düsenöffnung nicht durch die Nachbarschaft von Flügeln, Stielen oder anderen Flugzeugteilen, durch Wirbel und andere Störungen beeinflußt wird. Die Fahrtmesser tragen nun eine solche Teilung, daß sie bei der Normalluftdichte $\gamma_0 = 1{,}221$ kg/m³, die sich im

[1]) Also, was Tizard hier nicht besonders hervorhebt, in Abhängigkeit von den berechneten Luftdichten in den Beobachtungshöhen. Die Normalhöhen, die zu den Luftdichten nach Tabelle 2 gehören, ergeben sich dann durch Interpolation. Vgl. Tabelle 4.

[1]) Gemeint ist hier die Geschwindigkeit, die dem besten Anstellwinkel, dem steilsten Steigen, dem Flug in der Gipfelhöhe, dem Auftriebsüberschuß Null (was alles nahezu auf dasselbe hinauskommt) entspricht. Darüber hinaus kann man unter Umständen bei noch größeren Anstellwinkeln noch geringere Geschwindigkeiten erzielen, man muß dann aber wieder mehr Gas geben. Vgl. hierzu die in Anmerkung 1, S. 155 links angeführte Stelle, besonders dort S. 36, zweite Spalte oben.

[2]) Nämlich durch graphische Ausgleichung der gemessenen Werte durch eine hindurchgelegte Kurve; vgl. Fig. 5 und 6.

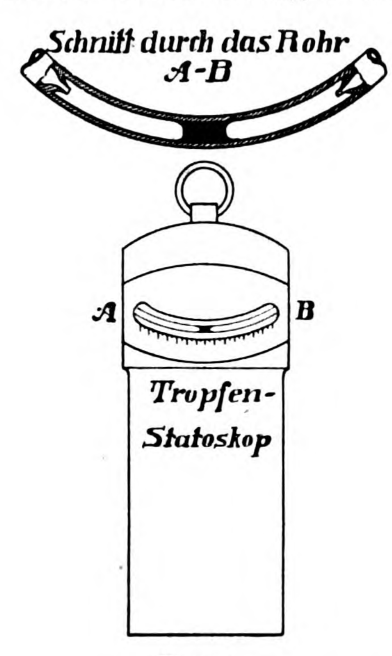


Mittel in einer Höhe von etwa 250 m ü. M. befindet, die richtige Geschwindigkeit angeben.

Hat die wirkliche Geschwindigkeit in einer Höhe mit der Luftdichte γ den Wert v, und ist die Anzeige etwa 112 km/h = 31 m/s, so gilt nach der Gleichung für den Staudruck die Beziehung:

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot v^2 = 31^2, \qquad v = 31 : \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}}.$$

Um also die wahre Geschwindigkeit zu erhalten, muß man die abgelesene mit der Quadratwurzel aus der Dichte für die Flughöhe dividieren. Ist z. B. bei 2,44 km Höhe, abgelesen



Figur 2.

Tropfen-Statoskop zur Kontrolle der Einhaltung einer bestimmten Höhe bei den Geschwindigkeitsprüfungen. Der vergrößerte Schnitt durch das Manometerrohr $A\,B$ zeigt die Taschen zur Aufnahme des Flüssigkeitstropfens bei starken Höhenänderungen,

an einem auf 760 mm eingestellten Barometer, also bei einem äußeren Druck von 560 mm, die angezeigte Geschwindigkeit 118 km/h, die Temperatur 0°, so ist das zugehörige Luftdichteverhältnis 0,76[1]). Die berichtigte Fluggeschwindigkeit ist daher

$$v = \frac{118}{\sqrt{0{,}76}} = 135 \text{ km/h}.$$

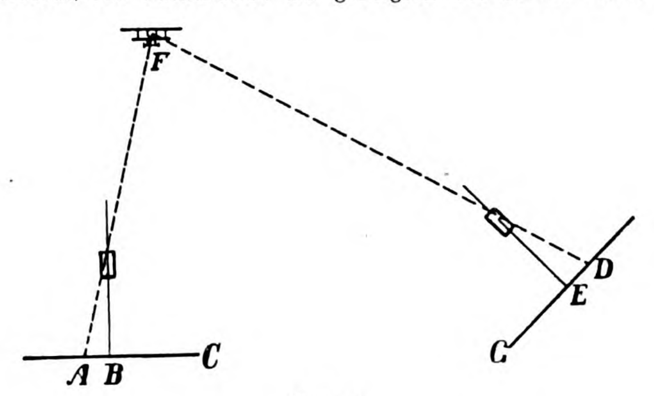
V. Eichung der Geschwindigkeitsmesser.

Die wegen der Luftdichte berichtigte Geschwindigkeitsanzeige des Staudruckmessers wird aber nur dann richtig sein, wenn das Meßgerät wirklich den Staudruck anzeigt, also z. B. nicht durch allzu nah benachbarte Stiele oder Flügel gestört wird. Die Größe des möglichen Fehlers muß jedenfalls festgestellt, der Geschwindigkeitsmesser muß also geeicht werden, indem man in einer bestimmten, für die Beobachtung bequemen Höhe die »wirkliche« Geschwindigkeit des Flugzeuges gegen die Luft durch Zeitmessungen vom Boden aus ermittelt und mit der Anzeige der Staudruckmesser vergleicht.

Von der Genauigkeit dieser Eichung hängt die Zuverlässigkeit aller unmittelbaren Beobachtungen im Fluge ab. Sie kann durch Flugversuche über einer Meßstrecke entweder dicht über dem Boden oder in beträchtlicher Höhe vorgenommen werden. Der »Meßtrupp« (die Testing Squadron) hat das letztere Verfahren bevorzugt, weil dessen Versuchsbedingungen denen der gewöhnlichen Abnahmeflüge mit Geschwindigkeitsmessungen näher kommen, weil in der Höhe die Luft ruhiger, die Wetterverhältnisse beständiger sind und weil der Flieger in größerem Abstand vom Erdboden leichter seine ganze Aufmerksamkeit auf die Innehaltung einer bestimmten Geschwindigkeit richten kann.

[1]) Der von Tizard angegebene Wert 0,85 beruht wohl auf einem Rechenfehler,

Bei einem gebräuchlichen Verfahren zur Geschwindigkeitsmessung vom Boden aus wird eine Dunkelkammer[1]) senkrecht aufwärts, eine zweite, in einem Abstand von z. B. 1 ½ km, unter beispielsweise 45° Neigung auf die erste hin gerichtet, wie es Fig. 3 zeigt. Mit dieser Anordnung kann ein Flugzeug, das sich gerade über der senkrechten Kammer befindet, im Gesichtsfeld der geneigten beobachtet werden,



Figur 3.

Messung der Fluggeschwindigkeit über Grund mit zwei Dunkelkammern.

$B\,C$ stellt die wagerechte, $G\,E$ die unter 45° geneigte Bildebene dar; A bzw. D den Bildpunkt des Flugzeuges F.

wenn es zwischen 0,5 und 4,5 km hoch ist, indessen sind für große Höhen Messungen nur bei sehr klarem Wetter möglich.

Beim Versuch fliegt man genau über die senkrechte Kammer[2]), nahezu rechtwinkelig zur Verbindungslinie beider[2]), möglichst geradlinig und mit gleichmäßiger Geschwindigkeit. In beiden Kammern zeichnen Beobachter jede Sekunde den scheinbaren Ort des Flugzeuges auf der Beobachtungsfläche ein. Die Verbindungslinie der beiden Kammern, die »Basis-Linie« der Anordnung, ist auf diesen Beobachtungsflächen durch je einen Strich markiert, die von den Bildern des Flugzeuges in beiden Kammern gleichzeitig überschritten werden müssen, wenn das Flugzeug selbst die Vertikalebene über der Basislinie, also die Beobachtungsebene, kreuzt. Die aufgezeichneten Sekundenpunkte gestatten daher, auch wenn sie nicht gleichzeitig eingetragen wurden, durch nachträgliche Zurückführung auf den Zeitpunkt des Überschreitens der Beobachtungsebene und durch Interpolation zwischen den aufgetragenen Sekundenmarken, zunächst die Höhe des Flugzeuges mit beträchtlicher Genauigkeit zu berechnen, nämlich bei einiger Sorgfalt mit einem Fehler von weniger als 1 vT.

Die letztere Angabe möchten wir doch mit einem Fragezeichen versehen. Das Verfahren wird übrigens seit Jahren unter anderen beim Sprungschen Wolkenautomaten angewandt, der aus zwei durch elektrische Auslösung gleichzeitig belichteten senkrecht stehenden photographischen Kammern besteht und zur Bestimmung der Wolkenhöhe und -zuggeschwindigkeit verwandt wird. Sonst pflegt man sich zur Höhenmessung von Luftfahrzeugen schon für die primitivste Art, die Pilotballone zur Feststellung der Richtung und Geschwindigkeit des Windes in verschiedenen Höhen, des Anvisierens mit (einem oder) zwei Theodoliten zu bedienen. Diese Methode gibt wesentlich genauere Werte für

[1]) Verdeutschung für »Camera obscura«, bestehend aus einer Art großen Photographenapparates, einem allseitig lichtdicht geschlossenen Raum, der an der Decke eine Linse (oder ein Objektiv) trägt. Diese wirft ein reelles Bild der äußeren Gegenstände, in unserem Fall des Flugzeuges, auf eine weiße Fläche, etwa einen mit Zeichenpapier bedeckten Tisch, auf dem die Lage des äußeren Objektes in jedem Augenblick markiert werden kann.

[2]) Auf die Befolgung dieser beiden Vorschriften kommt es jedoch, wie die folgende Beschreibung des Verfahrens erkennen läßt, weniger an.

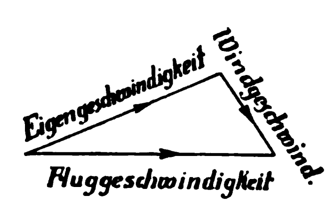
die Flughöhe, und es wäre sonderbar, wenn in England wirklich das angegebene Verfahren in der beschriebenen Form, und nicht bloß dem Prinzip nach, angewandt würde.

Kennt man die Flughöhe, so läßt sich die gesuchte Geschwindigkeit relativ zum Erdboden aus dem mittleren Abstand der sekundlichen Orte des Flugzeugbildes auf dem Beobachtungspapier ermitteln. Denn dieses muß ja, um ein scharfes Bild des sehr weit entfernten Gegenstandes aufzufangen, von der Linse oder dem Objektiv der Dunkelkammer einen Abstand gleich dessen Brennweite haben. Die auf dem Tisch in 1 s scheinbar zurückgelegte Strecke x (m) verhält sich also zur wirklichen Flugstrecke in 1 s wie die Brennweite des optischen Systems f zur vorher berechneten Flughöhe z, beide gemessen mit dem gleichen Maße; mit anderen Worten, die Fluggeschwindigkeit v (m/s), bezogen auf den Erdboden, folgt aus:

$$v = x \cdot \frac{h}{f}.$$

Wir brauchen wohl nicht erst zu erwähnen, daß auch die Geschwindigkeitsbestimmung vorteilhafter nach der photographischen oder Theodolitenmethode ausgeführt werden kann.

Um aus der nunmehr bekannten »Reisegeschwindigkeit« gegen den Erdboden auch die »Eigengeschwindigkeit« des Flugzeuges gegen die umgebende Luft, die allein für den Vergleich mit der Anzeige der Staudruckmesser und damit für deren Eichung in Betracht kommt, berechnen zu können, muß man noch die Richtung und Geschwindigkeit des Windes, also die Abtrift, in der Beobachtungshöhe bestimmen. Zu diesem Zweck bedient man sich einer Art Pilotballonmethode: Der Flieger oder Beobachter im Versuchsflugzeug feuert in dem Augenblick, in dem er sich über den beiden Kammern, also in deren Vertikalebene, befindet, ein Rauchsignal schwach aufwärts, und dessen Bahn wird in der senkrechten Kammer gleichfalls aufgezeichnet. Da die Höhe der Rauchwolke gleich der des Flugzeuges, ihre Zugrichtung und Geschwindigkeit aber gleich denen des Windes angenommen und anderseits aus den Beobachtungen ermittelt werden kann, so kennt man die Abtrift, und die gesuchte Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges läßt sich aus der gemessenen Flugrichtung und Geschwindigkeit in bezug auf den Erdboden mit Hilfe des bekannten Geschwindigkeitsdreiecks, das in Fig. 4 dargestellt ist, graphisch oder rechnerisch — nach dem Cosinussatz — bestimmen. Damit ist die Aufgabe gelöst, ein Vergleichswert für die Ablesung des Staudruckmessers ist geschaffen.



Figur 4. Bestimmung der Eigengeschwindigkeit aus der gemessenen Fluggeschwindigkeit über Grund und der nach Größe und Richtung bekannten Windgeschwindigkeit mit Hilfe des Geschwindigkeitsdreiecks.

Die Prüfungsflüge werden nach irgendeiner Richtung in bezug auf den Wind und gewöhnlich mit drei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten ausgeführt, und zwar viermal für jede Geschwindigkeit.

Die Vorteile des Verfahrens faßt der Vortragende folgendermaßen zusammen:

1. Bei der großen Entfernung vom Erdboden kann der Flieger seine ganze Aufmerksamkeit auf die Prüfung lenken.
2. Innerhalb gewisser selbstverständlicher Grenzen kann jede beliebige Flughöhe gewählt werden, so daß es im allgemeinen möglich ist, eine Höhe mit stetigen Windverhältnissen auszuwählen.
3. Es macht nicht viel aus, ob genau die gleiche Höhe eingehalten wird. Viel wichtiger ist, daß mit konstanter Geschwindigkeit geflogen wird.
4. Eine Verbindung zwischen den beiden Meßkammern ist nicht erforderlich, aber immerhin vorteilhaft. Die Beobachtungsreihen, das Aufzeichnen der Sekundenpunkte, können in beiden Kammern ganz unabhängig voneinander ausgeführt werden; da die Bilder des Flugzeuges in beiden im selben Augenblick durch die Basislinie gehen müssen, ist die nachträgliche Feststellung der Gleichzeitigkeit gewährleistet.

Der größte Nachteil der Methode, die Notwendigkeit besonderer Vorrichtungen, fällt da nicht ins Gewicht, wo ständig Prüfungen dieser Art vorgenommen werden müssen.

(Schluß folgt.)

Vergleich der Flugwiderstände verschiedener Arten von Flugzeugstreben.

Von Ingenieur Leo Kirste, Vorstand des Konstruktionsbüros der Phönix-Flugzeugwerke-Aktiengesellschaft.

Vom flugmechanischen Standpunkt aus betrachtet, lassen sich die einzelnen, dem Fahrtwinde ausgesetzten Teile eines Flugzeugs in drei Gruppen scheiden:

1. Teile, die hauptsächlich Auftrieb liefern sollen (Tragflächen, tragende Dämpfungsfläche).
2. Teile, die Rücktrieb, aber keinen nennenswerten Auftrieb geben (Rumpf, Fahrgestell, Verspannungen).
3. Teile, bei denen sich Größe und Richtung der Luftkraft während des Fluges stark ändert (alle Steuerflächen).

Zu den Teilen der zweiten Gruppe gehören auch die Stiele und Streben, soweit sie dem Fahrtwinde ausgesetzt sind. Der Luftwiderstand, den ein solcher Konstruktionsteil verursacht und dessen Größe wir als Kriterium seiner Güte betrachten wollen, setzt sich aus zwei Summanden zusammen: Dem eigenen Stirnwiderstand der Strebe, der nur von der Fluggeschwindigkeit und der Außenform abhängt, und dem zusätzlichen Widerstand des Flugzeugs, der dadurch entsteht, daß sich dessen Gewicht vergrößert und daher zusätzliche Hubarbeit geleistet werden muß.

Die Gewichtsvermehrung ist nicht nur gleich dem Strebengewicht, sondern größer als dieses. Wird nämlich das Gesamtgewicht vermehrt, so muß auch die tragende Konstruktion verstärkt werden. Wir können annehmen, daß ihr Gewicht ein Drittel von dem des vollbelasteten Flugzeugs ausmacht. Wird das Flugzeuggewicht um g vergrößert, so erhöht sich das Gewicht der tragenden Konstruktion um $\frac{g}{3}$. Da hierdurch das Flugzeuggewicht wieder wächst, wird das Gewicht der tragenden Konstruktion nochmals, und zwar um $\frac{1}{3} \cdot \frac{g}{3}$ vergrößert. Setzt man diese Überlegung fort, so kommt man zu dem Ergebnis, daß durch ein zusätzliches Gewicht g eine tatsächliche Gewichtsvermehrung von

$$g \cdot \Sigma \left(1 + \frac{1}{3} + \frac{1}{3^2} + \frac{1}{3^3} + \cdots \frac{1}{3^n}\right)_{n=\infty} = 1{,}5\,g$$

eintritt.

Bei den gebräuchlichen Flugzeugbauarten können wir den Gesamtwiderstand mit $^1/_6$ des Vollgewichtes annehmen. Dadurch erhalten wir für den Widerstand der Strebe:

$$W = 0{,}08\,f \cdot V^2 + \frac{1}{6} \cdot 1{,}5\,g = 0{,}08\,f \cdot V^2 + \frac{g}{4} \quad . \quad (1)$$

Um die verschiedenen Strebenarten miteinander vergleichen zu können, müssen wir die Widerstände auf die gleiche Grundgröße beziehen.

Die Mehrzahl der Flugzeugstreben hat Knickbeanspruchungen standzuhalten, für deren Berechnung wir die Eulersche Knickformel als gültig annehmen wollen. Setzen wir für Stahlrohr $E = 2\,200\,000$ kg/cm², für Spruceholz $E = 150\,000$ kg/cm², so können wir die Knickfestigkeiten auch ausdrücken durch die Gleichungen

$$P_k = 2200 \frac{I}{l^2} \text{ (kg) für Stahlrohr} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

$$P_k = 150 \frac{I}{l^2} \text{ (kg) für Spruce} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

wobei I in cm⁴ und l in m angegeben ist.

Die Grundbedingung für die Streben, die wir vergleichen wollen, ist daher die, daß ihr kleinstes axiales Trägheitsmoment zumindest in der Mitte den Wert $\frac{P_k \cdot l^2}{2200}$ bzw. $\frac{P_k \cdot l^2}{150}$ hat. Um nun eine Beziehung zwischen dem Trägheitsmoment, der Stirnfläche und dem Gewicht aufstellen zu können, ist es notwendig, auf die Konstruktion der Strebe näher einzugehen.

a) Streben aus unverkleidetem Stahlrundrohr.

Das Trägheitsmoment eines Rundrohres können wir angenähert ausdrücken durch

$$I = 0{,}35\, d^3 \delta \text{ (cm)} \quad \ldots \ldots \quad (4)$$

das Gewicht für den Meter Länge durch

$$g \text{ (kg/m)} = 2{,}4\, d\delta \text{ (cm)} \quad \ldots \ldots \quad (5)$$

als Beiwert für den Luftwiderstand wollen wir (nach Eiffel) 0,063 annehmen. Es ist dann

$$W = 0{,}063 \cdot \frac{d}{100} \cdot V^2 + \frac{1}{4} \cdot 2{,}4\, d\delta \quad \ldots \quad (6)$$

$$\delta = \frac{I}{0{,}35 \cdot d^3}; \quad W = 0{,}00063 \cdot d\, V^2 + 1{,}715\, \frac{I}{d^2}.$$

Der Widerstand wird ein Minimum, wenn

$$\frac{\partial W}{\partial d} = 0 = 0{,}00063\; V^2 - 3{,}43 \cdot \frac{I}{d^3} = 0{,}00063\; V^2 - 1{,}20\, \delta;$$

$$\delta = 0{,}000525\; V^2 \text{ (m/s)} \quad \ldots \ldots \quad (7)$$

Für $V = 60$ kmh $= 16{,}7$ ms wäre $\delta = 0{,}146$ cm $\sim 1{,}5$ mme für $V = 80$ kmh $= 22{,}2$ ms wäre $\delta = 2{,}6$ mm. Für höher; Geschwindigkeiten ergeben sich noch größere, praktisch nicht mehr brauchbare Wandstärken.

Die günstigste Wandstärke ist also unabhängig von der absoluten Größe des Profiles und direkt proportional dem Geschwindigkeitsquadrat.

Setzt man diesen Wert in Gleichung (6) ein und für $I = \frac{P_k \cdot l^2}{2200}$, so erhält man die Gleichung für den Widerstand des bei der gegebenen Geschwindigkeit V günstigsten Rundrohres

$$W = \sqrt[3]{\frac{P_k \cdot l^2}{2200 \cdot 0{,}35 \cdot 0{,}000525\; V^2}} \cdot (0{,}00063\; V^2 + 0{,}6 \cdot 0{,}000525\; V^2),$$

$$W = 0{,}00128\, (P_k \cdot l^2)^{1/3} \cdot V^{4/3} \quad \ldots \ldots \quad (8)$$

b) Streben aus Tropfenrohr mit dem Längenverhältnis 1 : 2,5.

Den Luftwiderstandsbeiwert für ein gut geformtes Tropfenrohr können wir mit 0,007, d. h. gleich $^1/_9$ von dem eines gleich breiten Rundrohres annehmen. (Vgl. »Eiffel, Nouvelles recherches sur la résistance de l'air et l'aviation«, Paris 1914.) Das Trägheitsmoment können wir gleich $0{,}7\, d^3 \delta$, das Gewicht für den Meter Länge $4{,}3\, b\delta$ setzen.

$$W = 0{,}007 \cdot \frac{b}{100} \cdot V^2 + \frac{1}{4} \cdot 4{,}3 \cdot b\delta;$$

$$\frac{\partial W}{\partial b} = 0 = 0{,}00007\; V^2 - 3{,}07 \cdot \frac{I}{b^3}.$$

Günstigste Wandstärke:

$$\delta = 0{,}0000326\; V^2 \quad \ldots \ldots \quad (9)$$

$$W = (0{,}00007\; V^2 + 1{,}075 \cdot 0{,}0000326\; V^2) \cdot \sqrt[3]{\frac{P_k \cdot l^2}{2200 \cdot 0{,}7 \cdot 0{,}0000326\; V^2}}.$$

$$W = 0{,}000285\, (P_k \cdot l^2)^{1/3} \cdot V^{4/3} \quad \ldots \ldots \quad (10)$$

c) Streben aus verkleidetem Stahlrundrohr.

Verkleidet man ein Rundrohr durch einen »Luftabfluß« in Tropfenform, so erhält man eine Art Tropfenrohr, für das wir als Luftwiderstandsbeiwert wieder 0,007 annehmen wollen. Dafür hat die Verkleidung ein Gewicht, das sich praktisch nicht unter 0,01 d (kg/m) bringen läßt.

Die Widerstandsgleichung wird:

$$W = 0{,}00007\, d\, V^2 + 0{,}6\, d\delta + 0{,}0025\, d.$$

Aus

$$\frac{\partial W}{\partial d} = 0{,}00007\; V^2 + 0{,}0025 - 3{,}43\, \frac{I}{d^3} = 0$$

ergibt sich

$$\delta = 0{,}0000583\, (V^2 + 35{,}7) \quad \ldots \ldots \quad (11)$$

$$W = [0{,}00007\; V^2 + 0{,}0025 + 0{,}6 \cdot 0{,}0000583\, (V^2 + 35{,}7)] \sqrt[3]{\frac{P_k \cdot l^2}{2200 \cdot 0{,}35 \cdot 0{,}0000583\, (V^2 + 35{,}7)}}$$

$$W = 0{,}000294\, (P_k\, l^2)^{1/3} \cdot (V^2 + 35{,}7)^{2/3} \quad \ldots \quad (12)$$

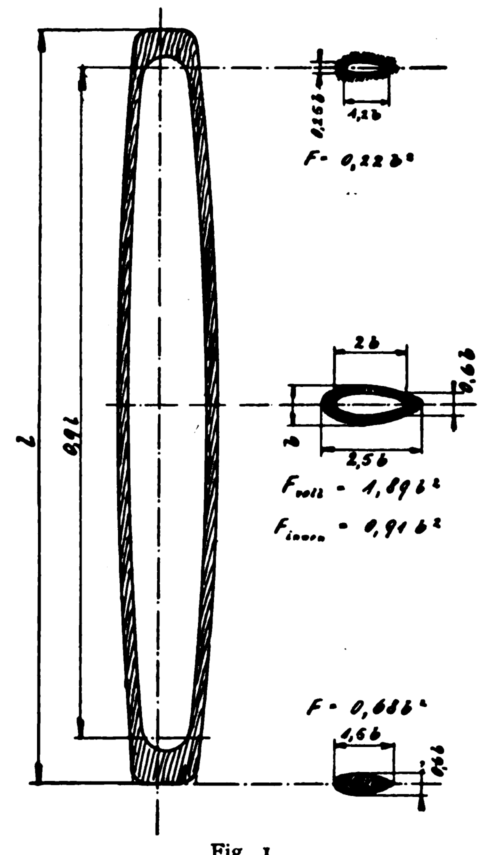


Fig. 1.

d) Streben aus gefrästem und verleimtem Spruceholz.

Bei Holzstreben läßt sich die Wandstärke aus konstruktiven Gründen nicht viel verändern. Da eine Vergrößerung über das praktisch erreichbare Mindestmaß hinaus das Verhältnis $\frac{I}{g}$ nur verschlechtern würde, nehmen wir die Wandstärke von vornherein als in einem festen Verhältnis zur Profilbreite b stehend an. Nebenstehende Skizze zeigt eine beispielsweise Ausführung. Es folgt daraus nach der Simpsonschen Regel:

Volumen der vollen Strebe:

$$V_1 = \frac{l}{6}\,(2 \cdot 0{,}68 + 4 \cdot 1{,}89) \cdot b^2 = 1{,}49\, b^2 l;$$

Volumen der Ausnehmung:

$$V_2 = \frac{l}{6}\,(2 \cdot 0{,}22 + 4 \cdot 0{,}91) \cdot b^2 = 0{,}606\, b^2 l;$$

$$V = V_1 - V_2 \sim 0{,}9\, b^2 l.$$

Nehmen wir die Dichte mit 0,4 an, so ist das Strebengewicht für den Meter Länge

$$g = 0{,}4 \cdot 0{,}9\, b^2 \cdot 0{,}1 = 0{,}036\, b^2 \text{ (kg/m)}.$$

Das Trägheitsmoment in der Mitte können wir annehmen zu

$$I = 0{,}09\ b^4,$$

den Luftwiderstandsbeiwert wieder zu 0,007, wobei wir für die ganze Länge die einheitliche Breite b annehmen, was wegen der parabolischen Abnahme genau genug ist.

Die Widerstandsgleichung wird

$$W = 0{,}00007 \cdot b\ V^2 + 0{,}009\ b^2;$$

$$b = \sqrt[4]{\frac{P_k \cdot l}{150 \cdot 0{,}09}} = 0{,}522\ \sqrt[4]{P_k \cdot l^2}.$$

$$W = 0{,}0000365\ (P_k \cdot l^2)^{1/4} \cdot V^2 + 0{,}00245\ (P_k \cdot l^2)^{1/2} \quad . \ (13)$$

Praktisches Mindestmaß der Wandstärke.

Ehe wir die verschiedenen Strebenarten miteinander vergleichen, müssen wir noch berücksichtigen, daß Wandstärken unter 0,5 mm praktisch bedeutungslos sind. Für Geschwindigkeiten, die eine bestimmte Grenze unterschreiten, müssen wir daher die Widerstandsgleichungen (8), (10) und (12) so umformen, daß sie für konstantes $\delta = 0{,}05$ cm gelten. Ein kurzer Vergleich der drei Gleichungen zeigt die unbedingte Unterlegenheit der unverkleideten Rundrohrstreben, so daß wir sie gleich von der weiteren Betrachtung ausschließen können.

Für Tropfenrohre ergibt sich die Grenzgeschwindigkeit aus:

$$0{,}05 = 0{,}0000326\ V^2;$$

$$V_1 = 39{,}2 \text{ ms} = 141 \text{ km/h}.$$

Für kleinere Geschwindigkeiten ist der Widerstand:

$$W = 0{,}00007\ b\ V^2 + 1{,}075\ b \cdot 0{,}05$$

$$b = \sqrt[3]{\frac{P_k \cdot l^2}{2200 \cdot 0{,}7 \cdot 0{,}05}} = 0{,}235\ \sqrt[3]{P_k \cdot l^2};$$

$$W = 0{,}0000165\ (P_k \cdot l^2)^{1/3}\ (V^2 + 765) \quad . \ . \ . \ . \ (14)$$

Für verkleidetes Rundrohr gibt dieselbe Rechnung:

$$V_1 = 28{,}6 \text{ ms} = 103 \text{ km/h};$$

$$d = 0{,}296\ \sqrt[3]{P_k \cdot l^2};$$

$$W = 0{,}0000207\ (P_k l^2)^{1/3}\ (V^2 + 464) \quad . \ . \ . \ . \ (15)$$

Zusammenfassung.

Die Diskussion der Gleichungen (10), (12), (14) und (15) lehrt, daß für Geschwindigkeiten unter 25,8 ms = 93 km/h das verkleidete Rundrohr, für größere Geschwindigkeiten das Tropfenrohr weniger Widerstand bietet. Dieses Ergebnis ist unabhängig von der absoluten Größe des Rohres, d. h. unabhängig von $P_k \cdot l^2$.

Trägt man nun für verschiedene Knickgrößen $P_k \cdot l^2$ und verschiedene Geschwindigkeiten V die nach den Gleichungen (10), (12), (13), (14) und (15) berechneten Widerstandswerte schaubildlich auf, so kann man drei »Anwendungsgebiete« feststellen, innerhalb derer jeweils eine Strebengattung die günstigste ist. Es muß hierbei betont werden, daß die angeführten Grenzwerte nur unter Annahme der hier gewählten Beiwerte für Gewichte, Trägheitsmomente und des Luftwiderstandes zutreffen und daß schon eine geringfügige Änderung dieser Beiwerte ein wesentlich anderes Bild zu schaffen vermag. Trotzdem läßt sich aus dem Verlauf der Grenzlinien die folgende allgemeine Gesetzmäßigkeit ableiten:

a) Für kleinere Knickgrößen sind Tropfenrohre, für größere Holzstreben günstiger.

b) Für kleinere Geschwindigkeiten sind Holzstreben, für größere Tropfenrohre günstiger.

c) Für kleine Geschwindigkeiten und große Knickgrößen kommen auch verkleidete Rundrohre in Betracht, da infolge der konstruktiv günstigen Endverbindung das Gesamtgewicht im Vergleich zu dem der andern Strebenarten noch günstiger werden kann.

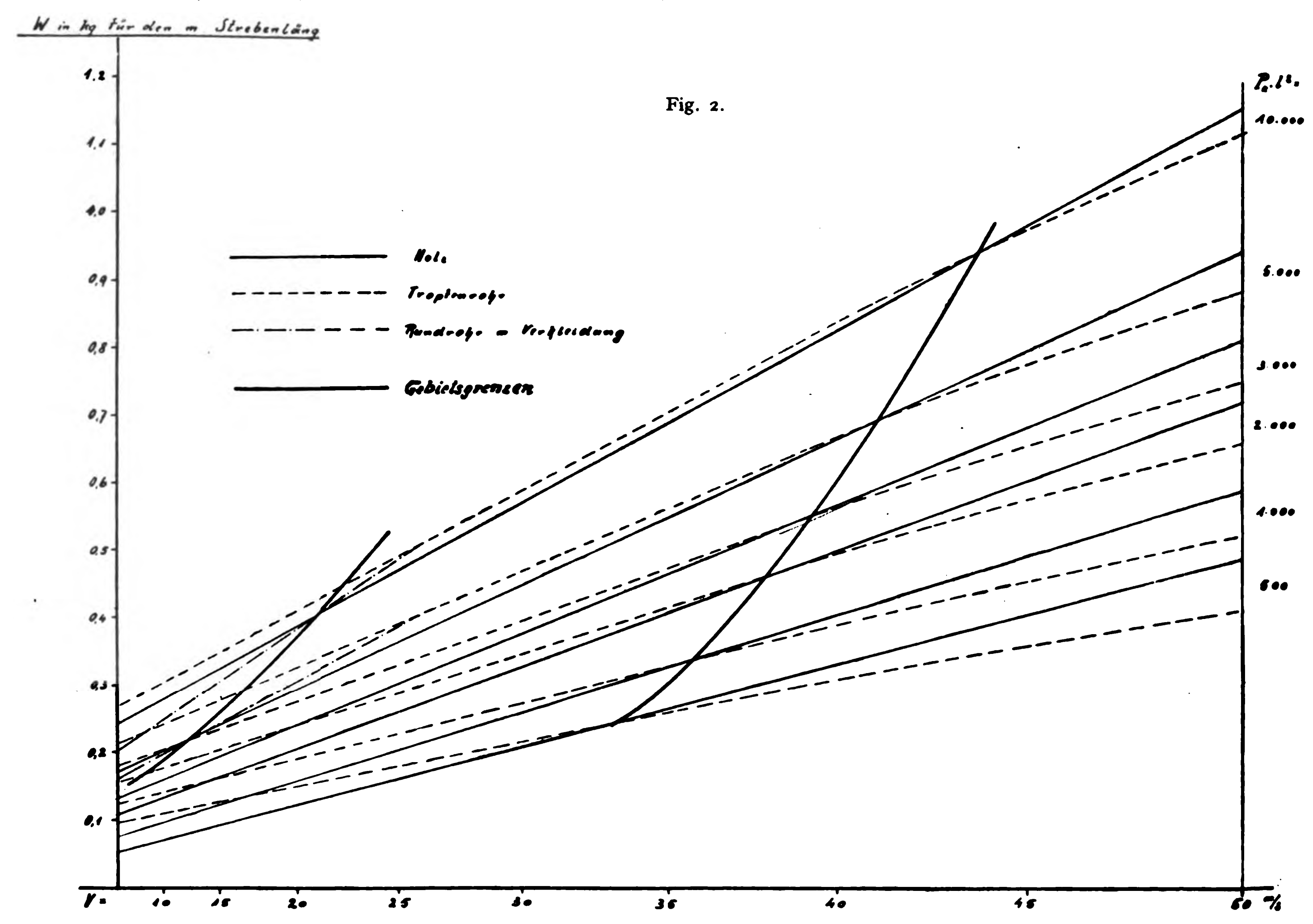


Fig. 2.

Englische Vorbereitungen für die wirtschaftlichen Aufgaben der Flugzeuge im Frieden.

(Nach der engl. Fachzeitschrift Engeneering vom 8. 6. 17.)

Trotz des im Vordergrunde des Interesses stehenden Ausbaues des Flugzeugwesens für Kriegszwecke treffen englische Sportskreise, Industrielle und Kaufleute schon jetzt energische Vorbereitungen zur wirtschaftlichen Verwertung der Flugzeuge im Frieden in der Erkenntnis, daß das in den Flugzeugfabriken im Kriege angelegte Riesenkapital und der Geschicklichkeit der Flieger mit dem Friedensschluß nicht brachgelegt werden oder für Sportszwecke nur dürftig ausgenutzt werden darf. Der Blick geht sogar noch weiter über den Frieden hinaus: Dasjenige Volk, das für das Flugzeug die beste wirtschaftliche Ausnutzung im Frieden findet, wird auch im nächsten Kriege eine gewaltige Überlegenheit über den Gegner zu Lande und zu Wasser haben.

Die Vorbereitungen der Engländer stehen diesmal nicht nur auf dem Papier, wie es oft mit ihren Plänen zur Ausschaltung Deutschlands der Fall ist. Auf Veranlassung von Lord Cowdray, des Präsidenten der »Air Board«, wurde ein Ausschuß unter Führung von Lord Northcliff zur schleunigen Vorbereitung und zum Studium der Ausnutzung des Flugzeuges im Frieden eingesetzt. Die bisherige Tätigkeit des Air Board, des englischen »Luftamtes«, und die auch auf anderen Gebieten gezeigte Energie der Engländer bieten Gewähr für einen Erfolg der Bestrebungen, die auch in Deutschland gleiche Vorbereitungen auslösen sollten.

Die Pläne beruhen auf realen Unterlagen. Ein guter Kenner der wirtschaftlichen Seite des Flugzeugwesens, G. Holt Thomas, gab auf der letzten Sitzung der »Aeronautical Society« rechnerische Beispiele auf Grund seiner praktischen Erfahrungen:

Eine Ausnutzung der Flugzeuge im Handelsverkehr ohne Rente würde auf schwachen Füßen ruhen. Obgleich im Anfang staatliche Subvention notwendig sein wird, rechnet Thomas damit, daß sich der Luftverkehr bezahlt macht. Die heutigen Flugzeuge können Lasten von mehreren Tonnen, also etwa 12 Personen in einer Luxuskabine, mit der doppelten Geschwindigkeit eines Schnellzuges befördern. Nur die Schnelligkeit kann die höheren Kosten für den Personen- und Postverkehr rechtfertigen. Thomas hat die Kosten für einen Luftverkehr zwischen den Hauptstädten Europas durchgerechnet:

Wenn täglich eine Maschine zwischen London und Paris fliegt, so betragen die Unkosten einschließlich Abschreibung, Verzinsung, Fahrt, Personal und Ausbesserung M. 3,00 auf 1 km, bei vier Maschinen nur M. 1,93 auf 1 km. Bei einem Fahrpreise von M. 100 für die Person wirft das Unternehmen Gewinn ab. Die Reisedauer verkürzt sich gegenüber dem Bahnverkehr von 7 auf 3 Stunden, so daß schon deshalb eine volle Besetzung der Flugzeuge mit 12 Personen anzunehmen ist. Bei 9 Personen bleibt kein Gewinn übrig, und bei noch schwächerer Besetzung entsteht ein Verlust, dem durch staatliche Garantie vorzubeugen ist.

Die Beförderung eines Briefes von 31 g Gewicht von London nach Paris würde 4¼ Pf., von 1,5 kg M. 2,00 kosten.

Die Fahrt von London nach Marseille kostet M. 200,00 für Personen, 8½ Pf. für einen Brief und dauert nur 8 Stunden statt 20 mit der Bahn. Bei der Reise nach Konstantinopel oder Moskau sind die Preise schon M. 500,00 für die Person, 21 Pf. für einen Brief. Die Fahrt dauert 20 Stunden bei einer Reisegeschwindigkeit von 130 km in der Stunde.

Thomas sieht die Anlage von Landungsplätzen in dem geringen Abstande von 16,1 km vor, doch brauchen sie nicht vollständig ausgerüstet zu sein wie ein Flugplatz, sondern nur kleineren Umfang zu haben. Ein Telephon auf jedem Platz und ein Suchlicht auf einigen Plätzen genügt. Die Unterhaltungskosten betragen für jeden Platz M. 5000 jährlich, wodurch sich die Reisekosten für 4 Maschinen von London nach Paris nur um 17 Pf. täglich erhöhen.

Für Fahrten über See ist die Stationierung von kleinen Schiffen in Abständen von 80 km erforderlich, die als Wegweiser und zur Hilfe bei Unfällen dienen sollen. Thomas hält gerade den Flugzeugverkehr über See als Vorbereitung für den Kriegsfall für besonders wichtig.

Die Schnelligkeit der Beförderung ist nicht der einzige Vorteil des Handelsverkehrs im Flugzeuge: Die Erschließung und Überquerung unerforschter oder wenig erschlossener Länder, in denen sich die Anlage von Eisenbahnen noch nicht rechtfertigt, ist eine Aufgabe des Flugzeuges, die zwar schon vor dem Kriege erörtert wurde, nach den durch den Krieg gewonnenen Fortschritten und Erfahrungen aber durchaus lösbar ist. Für die Überwindung einer Strecke von 161 km durch eine Eisenbahn ist ein Anlagekapital von M. 20 000 000 erforderlich. Für den Flugzeugverkehr genügen M. 1 200 000. Sobald ein größerer Verkehr einsetzt und Güter zu befördern sind, ist eine Eisenbahn natürlich dem Flugzeug überlegen.

Die Engländer scheinen nicht Unrecht zu haben, wenn sie durch Vorbereitung der Friedensaufgaben der Flugzeuge einer Stockung in deren Bau und Betrieb nach dem Friedensschluß vorbeugen und sich dadurch für den nächsten Krieg rüsten. Sie kehren das alte Wort um und sagen: Si vis bellum, para pacem. F.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

37f, 8. K. 56207. Längshalle für Luftschiffe. Wilhelm Kauertz, Neukölln, Anzengruberstr. 19. A. 20. 9. 13. E. 15. 12. 17.

42c, 32. Sch. 49540. Kompaß. Otto Schnetzer, Donaueschingen. A. 26. 1. 16. E. 25. 12. 17.

42c, 39. B. 80996. Einrichtung für Luftfahrzeuge zum Aufzeichnen des zurückgelegten Weges mit zwei Vorrichtungen, von denen die eine die Vorwärtsbewegung, die andere Richtungsänderungen anzeigt. Hermann Burkhardt, Laurahütte-Siemianowitz, Oberschles. A. 31. 1. 16. E. 25. 12. 17.

42c, 32. P. 35929. Schwimmkompaß. Fa. C. Plath, Hamburg. A. 13. 8. 17. E. 25. 12. 17.

42o, 4. H. 71048. Geschwindigkeitsmesser mit zeitweise eingeschaltetem Zeiger. Heinrich Hornig, Mahlsdorf bei Berlin. A. 7. 10. 16. E. 5. 1. 18.

42h, 26. H. 72167. Beobachterbrille mit gleichzeitiger Verstellung beider Irisblenden. Hartmann & Braun, Akt.-Ges., Frankfurt a. M. A. 16. 5. 17. E. 1. 1. 18.

46a, 9. R. 43480. Explosionskraftmaschine mit sternförmig angeordneten Zylindern. Hugo Reik, Wien; Vertreter: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A. 21. 7. 16. Österreich A. 14. 7. 16. E. 29. 12. 17.

46c, 2. D. 30779. Umlaufschmierung für die Steuerungsteile von Explosionskraftmaschinen. Daimler Motoren Gesellschaft, Untertürkheim. A. 28. 4. 14. E. 8. 1. 17.

42c, 11. P. 33651. Kompaß mit durchsichtigen Böden, Spiegelablesung und Dioptern. Emil Perman, Stockholm; Vertr.: A. Elliot und Dipl.-Ing. R. Geißler, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. 22. 12. 14. Schweden A. 22. 12. 13. E. 19. 1. 18.

42o, 2. L. 43086. Tachometer nach dem Wirbelstromprinzip. Albert Lotz, Charlottenburg, Bismarckstr. 20. A. 31. 3. 15. E. 19. 1. 18.

46c, 14. K. 58104. Doppelzündung für Verbrennungskraftmaschinen. Charles Franklin Kettering u. William Albert Chryst, Ohio, V. St. A. Vertr.: Dipl.-Ing. G. Benjamin, Pat.-Anwalt, Berlin, SW 11. A. 26. 4. 13. E. 15. 1. 18.

46c, 17. S. 45203. Zündkerze mit Kompressions- und Einspritzventil für Verbrennungskraftmaschinen. Hans Sanftenberg, Frankfurt a. M.-Oberrad, Buchrainstr. 34. A. 19. 4. 16. E. 15. 1. 18.

46c, 21. W. 44686. Lamellenkühler für Explosionsmotoren mit auswechselbaren Kühlelementen. Dr. jur. Dipl.-Ing. Paul Wangemann, Berlin-Schöneberg, Freiherr vom Steinstr. 12. A. 14. 3. 14. E. 15. 1. 18.

46c, 28. A. 28306. Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren mittels Elektromotor. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. A. 15. 7. 16. E. 15. 1. 18.

46c, 6. St. 18897. Spritzvergaser. Alfons Strobel, Schönau b. Chemnitz, Liliencronstr. 3. A. 8. 9. 13. E. 12. 1. 18.

46c, 13. W. 48154. Brennstoffpumpe mit mehrfach wirkendem Stufenkolben. Dipl.-Ing. Georg Wimplinger, Berlin-Südende, Steglitzer Straße 24. A. 26. 7. 16. E. 12. 1. 18.

46d, 10. G. 43611. Tangential beaufschlagte Verbrennungsturbine. Johannes Graeb, Halle a. S., Gartenstr. 6. A. 14. 1. 16. E. 12. 1. 18.

77h, 6. F. 41459. Propeller. Kurt Fliegel, Rehbrücke b. Potsdam. A. 24. 11. 15. E. 12. 1. 18.

77h, 6. 44179. Propellerhaubenbefestigung für Flugzeuge. Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5. A. 31. 1. 17. E. 12. 1. 18.

77h, 2. R. 43064. Hülle zur Übertragung der vom Gasdruck in den Gaszellen erzeugten Kräfte auf das Gerippe von Starrluftschiffen. Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5. A. 29. 3. 16. E. 12. 1. 18.

77h, 5. W. 45727. Kardanisch im Flugzeug aufgehängter Schießstuhl. Robert Woerner, Berlin-Johannistal. A. 19. 8. 14. E. 12. 1. 18.

• 77h, 9. H. 71751. Schwimmkörper für Wasserflugzeuge. Paul Hammer, Berlin-Lichterfelde. A. 6. 1. 17. E. 12. 1. 18.

77h, 5. W. 45796. Doppeldecker mit sich kreuzenden Tragflächen. Gustav Windschild, Cossebaude b. Dresden. A. 22. 9. 14. E. 12. 1. 18.

77h, 15. W. 42464. Kombinierter Luft- und Wassertorpedo. Karl Warchalowski, Wien; Vertr.: Dipl.-Ing. St. Glowacki, Pat.-Anw., Berlin SW 61. A. 7. 6. 13. Österreich A. 13. 2. 13. E. 12. 1. 18.

77h, 1. W. 42450. Durch eingelegte Hohlkörper in eine Reihe von Schotten unterteilte Schwimmer für Flugzeuge. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal. A. 11. 10. 12. E. 27. 11. 17.

77h, 6. R. 42973. Propellerförmiges Windrad zum Antrieb von Hilfsmaschinen auf Luftfahrzeugen. Franz Reschke, G. m. b. H., Berlin. A. 1. 3. 16. E. 27. 11. 17.

77h, 15. G. 42987. Fallschirmleuchteinrichtung für Luftfahrzeuge. Geka-Werke, Offenbach, Dr. Gottlieb Krebs, G. m. b. H., Offenbach a. Main. A. 7. 6. 15. E. 27. 11. 17.

77h. 15. G. 43184. Fallschirmleuchteinrichtung für Luftfahrzeuge. Geka-Werke, Offenbach. Dr. Gottlieb Krebs, G. m. b. H. Zusatz z. Anm. G. 42987. A. 16. 8. 15. E. 27. 11. 17.

Patenterteilungen.

46b, 3. 302301. Zweitaktmotor mit zwei parallelen Zylindern mit gemeinsamem Verbrennungsraum. Motorpflugwerke Rudqwist G. m. b. H., München. 1. 10. 16. M. 60301.

42c, 39. 303783. Vorrichtung zur Ortsbestimmung. Dipl.-Ing. Ernst O. Höhn, Charlottenburg, Kaiserin Augusta-Allee 49. 18. 7. 16. H. 70612.

42c, 32. 302625. Kompaß mit Vorrichtung zum Feststellen der Rose. Fa. C. Plath, Hamburg. 14. 3. 15. P. 33835.

42c, 6. 302896. Vorrichtung zur Bestimmung von Neigungen. Hans von Euler-Chelpin, Stockholm; Vertr.: Dr. J. Ephraim, Pat.-Anw., Berlin SW. 2 11. 24. 12. 16. E. 22045.

46n, 9. 302932. Kartenhalte- und Leseapparat mit Rollen zum Auf- und Abwickeln von Karten, Plänen u. dgl. Resopan-Ges. m. b. H., Köln. 22. 5. 15. A. 27043.

46a, 30. 302933. Explosionskraftmaschine mit gegenläufigen Kolben. Gebr. Weikersheimer, München. 8. 12. 14. W. 45991.

46a, 9. 302198. Verbrennungskraftmaschine mit zwei schräg zueinander liegenden Zylindergruppen. Mannesmann-Mulag (Motoren- und Lastwagen Akt.-Ges.), Aachen. 1. 10. 16. M. 60302.

46b, 2. 302267. Auslaßventilsteuerung für doppeltwirkende Viertaktgasmaschinen. Karl Blinn, Saarbrücken, Ludwigstr. 66. 9. 5. 16. B. 81596.

46c, 6. 302240. Vergaser. Josef Altmann, Wien; Vertr.: Fr. Meffert und Dr. L. Sell, Pat.-Anw., Berlin SW 68. 1. 10. 15. A. 27399. Österreich 16. 10. 14, 17. 11. 14 und 11. 6. 15.

46c, 13. 302241. Vergaser für Explosionsmotoren. Eugen Exoffier, Genf, Schweiz; Vertr.: E. Peitz, Pat.-Anw., Berlin SW 68. 31. 8. 15. E. 21234. Schweiz 16. 11. 14.

77h, 9. 302669. Verfahren zur Beschleunigung des Anfluges von Drachenfliegern mit Schwungrad. Dr. Karl Hertel, Markt 15/16, und Karl W. Paul, Woltmershauserstr. 124, Bremen. 5. 2. 13. P. 30302.

77h, 5. 302354. Flugzeug mit einer zur Aufnahme eines Maschinengewehrs dienenden Kuppel. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal. 29. 7. 15. W. 46765.

77h, 2. 302603. Durch Schlauchringe prall gehaltener Luftschifftragkörper. Rudolf Müller, Zürich, Schweiz; Vertr.: Dipl.-Ing. S. F. Fels, Pat.-Anw., Berlin SW 61. 14. 9. 15. W. 58506.

77h, 5. 302380. Mehrdecker mit am Hinterrande der feststehenden Tragdecken angelenkten Klappflächen. Otto Braun, Köln a. Rh., Triererstr. 28. 30. 6. 14. B. 77801.

77h, 5. 302381. Flugzeug mit hintereinander angeordneten Tragdecken. Dr. Kurt Eisenmann, Berlin, Friedrichstr. 130. 7. 11. 14. E. 20780.

77h, 9. 302640. Fahr- und Schwimmergestell für Flugzeuge. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 11. 12. 10. 12. W. 45380.

77h, 5. 302898. Steuergreifgabel für Flugzeuge. Dr. Karl Henkel, Frankfurt a. M., Seilerstr. 32. 17. 9. 16. H. 70952.

77h, 6. 302875. Federnde Propellernabe. Albert Rupp, Berlin-Karlshorst. 5. 10. 16. R. 43760.

Zurücknahme von Anmeldungen.

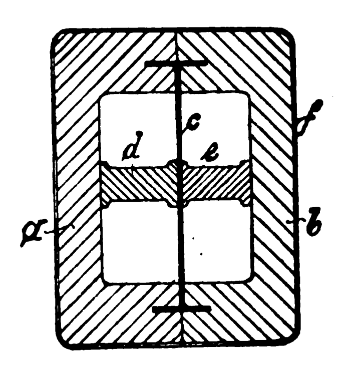
Das Datum bedeutet den Tag der Bekanntmachung der Anmeldung im Reichsanzeiger. Die Wirkungen des einstweiligen Schutzes gelten als nicht eingetreten.

42c. St. 20778. Neigungsmesser, insbesondere für Flugzeuge. 5. 7. 17.

77h. F. 40098. Flugzeugsteuer. 21. 6. 17.

Auszüge aus den Patentschriften.

299356. Hohler Traghom aus Holz für Luftfahrzeuge o. dgl. Wilhelm Beilke in Berlin-Friedenau. — Die beiden ausgehöhlten Holmhälften *a* und *b* werden, nachdem der I-Träger *c* hineingelegt ist, zusammengeleimt und in der üblichen Weise mit einer geleimten Leinwandbandage *f* umwickelt. Die Flanschen des

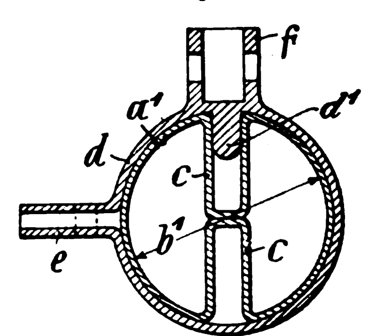


Zu Nr. 299356.

I-Trägers, welche in genaue Aussparungen des Holmes eingelegt sind, verhüten gleichzeitig eine Verschiebung der beiden Holmhälften gegeneinander. Zur Verhütung der Durchbiegung des I-Trägers wird derselbe noch durch eingeleimte Klötze *d*, *e* versteift.

298615. Holm für Flugzeugtragflächen. Wilhelm Zorn in Berlin. — Der Gegenstand der Erfindung ist ein Holm für Flugzeugtragflächen, der die bisher vorzugsweise aus Chromnickelstahlröhren hergestellten Holme ersetzen soll, da er die Widerstandsfähigkeit der letzteren übertrifft und zugleich eine gute und bequeme Befestigung und gleichmäßige Ausrichtung der Strebenschuhe und der zur Verstrebung der Tragfläche dienenden übrigen Teile ermöglicht.

Das als Rohmaterial dienende Metallrohr aus einem Material geringerer Festigkeit wird durch Ziehen und Pressen in ein Rohr a^1 von geringerem Durchmesser übergeführt.,

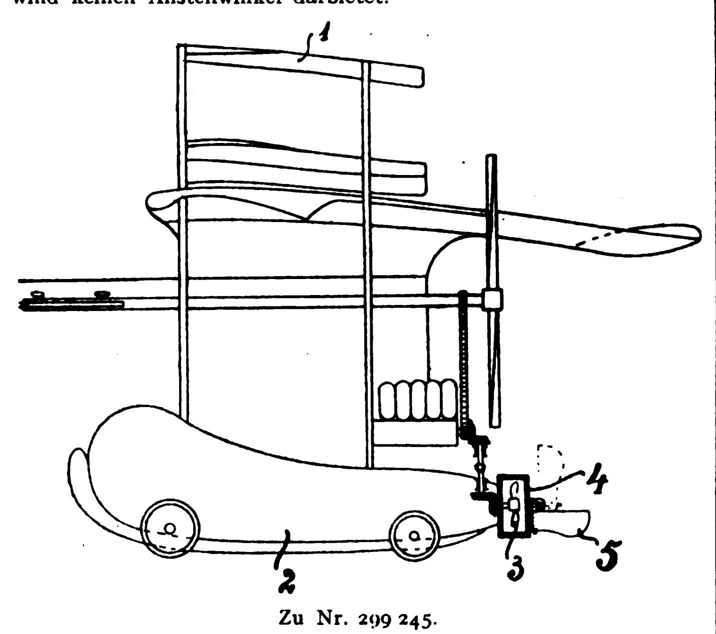


Zu Nr. 498615.

Hierbei wird das durch die Querschnittsverminderung überflüssig gewordene Material so nach innen gedrückt, daß in der gesamten Länge des Rohres einspringende, nutenartig ausgebildete Rippen *c*, *c* entstehen, die mit ihren Bodenflächen einander berühren und gegebenenfalls miteinander vernietet werden. Diese Rippen *c*, *c* dienen einmal zur Verstrebung der Rohrwand a^1, zum andern zur Aufnahme der in sie eingreifenden Nasen d^1, der überzustreifenden Muffen *d*, für die Strebenschuhe *f*, *e* und die Stahlspieren. Es sind dadurch weitere Befestigungsmittel, wie Verschraubungen u. dgl., außer den üblichen Hülsen für die Klemmschrauben, überflüssig.

299245. Wasserflugzeug mit am hinteren Ende der bootsförmig gestalteten Gondel angeordnetem, hochklappbarem Wassersteuer. Robert Woerner in Berlin-Johannisthal. — Man hat bereits vorgeschlagen, das Wassersteuer klappbar an dem Boot anzuordnen, um es aus dem Wasser herauszuheben, wenn es nicht gebraucht werden soll. Diesen bekannten Einrichtungen gegenüber unterscheidet sich das Wassersteuer gemäß der Erfindung dadurch, daß seine senkrechte Drehachse an einer

wagerechten Querachse befestigt und um 90° um diese hochgeklappt werden kann. Hiedurch wird der Vorteil erzielt, daß das hochgeklappte Steuerruder, mag es eine senkrechte oder geneigte Lage zum Rumpf einnehmen, in die Flugrichtung fällt und dem Fahrtwind keinen Anstellwinkel darbietet.



Zu Nr. 299 245.

Am hinteren Ende der bootsförmigen Gondel *2* ist ein Wasserpropeller *3* in einem Rahmen *4* gelagert, welcher ein im Fall einer Wasserfahrt des Flugzeuges zur Benutzung gelangendes Wassersteuer *5* trägt. Die senkrechte Drehachse dieses Steuerruders ist mit dem hinteren Teil der Gondel durch ein Gelenk derart verbunden, daß sie zusammen mit dem Steuerruder in die strichpunktiert eingezeichnete Stellung hochgeklappt werden kann, sofern das Ruder nicht benutzt werden soll. Wenn sich das Steuerruder in dieser hochgeklappten Stellung aus irgendwelchem Anlaß um seine normale Drehachse verschwenkt, d. h. aus der senkrechten Lage nach rechts oder links in eine Schrägstellung übergeht, so hat diese Schrägstellung in keinem Fall eine Richtungsänderung des Flugzeuges zur Folge, weil die Ebene des Steuerruders trotz der Schrägstellung doch stets genau mit der Fahrtrichtung zusammenfällt.

299237. Tragkörper für Luftschiffe. Otto Stüttgen in Köln a. Rh. — Im Gegensatz zu bereits bekannten Tragkörpern für Luftschiffe, deren Ummantelung aus gemeinsam mit Gas oder Luft gespeisten Zellen gebildet ist, besteht das Neue bei vorliegender Anordnung darin, daß die Gasfüllung dieser Zellen unabhängig voneinander ist.

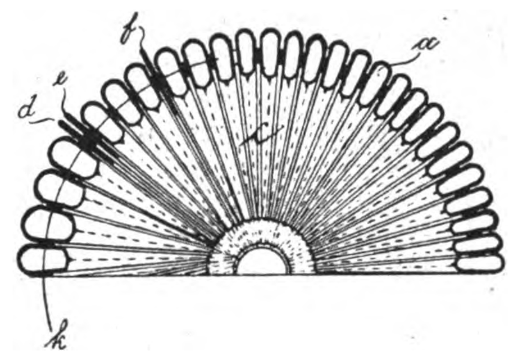


Fig. 1 zu Nr. 299 237.

Es wird hierdurch erreicht, daß im Falle des Undichtwerdens einer Zelle des Systems die übrigen zufolge ihres Ausdehnungsvermögens, bedingt durch den Gasüberdruck, diese zusammenpressen und schließen.

Bei diesem Vorgange kann nur der Gasinhalt der verletzten Zelle zum größten Teil verloren gehen. Ein kleiner Teil dagegen wird durch die höhere Gaspressung in der Zelle gegenüber derselben im Balloninnenraum noch in diesen einströmen, sofern die Verletzung auch an der dem Balloninnern zugekehrten Wandung der Zelle entstanden ist.

Dieses würde bei Schußverletzung fast immer der Fall sein.

Hingegen würde sich bei einer Verletzung des Zellensystems der bereits bekannten Vorrichtungen der ganze Tragkörper entleeren. Der Zweck der vorliegenden Vorrichtung ist die selbsttätige Dichtung entstandener Undichtigkeiten, wogegen derjenige bei den bereits bekannten Vorrichtungen die Versteifung des Tragkörpers ist.

Auf der Zeichnung zeigt Fig. 1 den Teilquerschnitt der Vorrichtung bei Anwendung etwa für Zeppelinballonetts, wobei die verletzten Zellen *d, e, f* von den übrigen als zusammengepreßt dargestellt sind.

Fig. 2 stellt einen Teillängsschnitt hierzu dar.

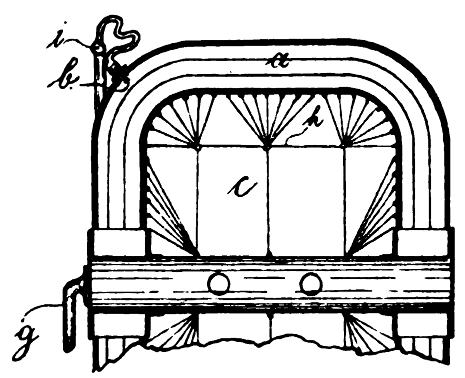


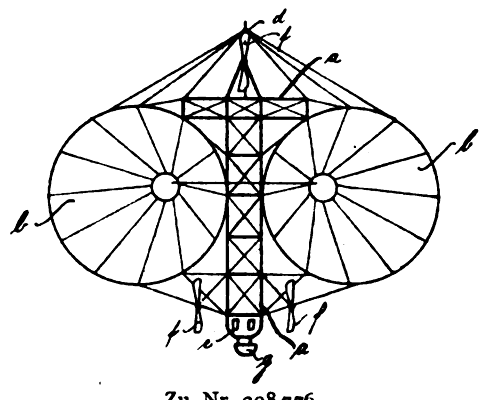
Fig. 2 zu Nr. 299 237.

Die hier bügelförmigen Zellen *a* sind zur Aufnahme des Druckgases mit den Rückschlagventilen *b* versehen und werden mittels Gasleitung *i* gespeist.

Kreisförmig zusammengepreßt umgeben sie den Balloninnenraum *c*.

g ist die Gasleitung zum Balloninnenraum. *h* stellt eine beispielsweise Anordnung der Innenverspannung der Zellen dar.

298776. Luftschiff mit zwei durch ein zwischen ihnen liegendes Gerüst versteiften, nebeneinander liegenden Tragkörpern. Julius Herrmann und Edmund Seelig in Berlin. — Das Luftschiff besteht aus dem Mittelgerüst *a*, welches vorzugsweise aus einer Konstruktion von hölzernen Röhren mit stählernen Verspannungsdrähten bestehen soll. Der Querschnitt des Gerüstes ist T-förmig. Durch diese neue Form wird eine besonders hohe Festigkeit der Gerüstkonstruktion gegen Knicken erreicht. Statt der T-Form kann auch die I-Form angewandt werden. Die Oberseite dieses T-Trägers kann ganz oder teilweise zu einer Plattform ausgebildet werden. Hier können Aufenthaltsräume für Passagiere oder Verteidigungswaffen gegen überfliegende Flugzeuge Aufstellung finden.



Zu Nr. 298 776.

Auf beiden Seiten des Steges des T-Trägers liegen die vorzugsweise mit Wasserstoffgas gefüllten Tragkörper *b*, die in ihrer Gestalt an die langgestreckten Formen der heute üblichen Lenkballone erinnern. Ihr Querschnitt kann kreisförmig sein oder eine beliebige andere, z. B. ovale oder eckige Form besitzen. Die Erhaltung der langgestreckten Form der Hüllen wird an den Innenseiten durch die Verbindung der Hüllen mit dem Mittelgerüst unterstützt; an den Außenseiten sind die Hüllen ohne Gerüst. Dadurch wird erreicht, daß bei Stößen, z. B. bei der Berührung mit den Pfosten einer Ballonhalle, ein Nachgeben des Ballonkörpers erfolgen kann, so daß in solchen Fällen eine Zerstörung vermieden wird. Auch die Demontierarbeit solcher Ballonkörper ist leichter. Diese Vorteile werden erreicht, ohne daß der Vorteil starrer Luftschiffe, nämlich die genaue Einhaltung der langgestreckten Form während der Fahrt, aufgegeben wird.

Zur besseren Befestigung der gesamten Konstruktion ist das Luftschiff noch mit Spanntürmen *d* ausgerüstet. Dieselben befinden sich auf der Oberseite des Gerüstes. Auf der Unterseite führen die entsprechenden Verspannungen nach der Gondel *e*. Doch

kann auch die Unterseite mit solchen Spanntürmen versehen werden.

Die Bauart gestattet die günstige Verteilung der Propeller f in der Art, daß der Antriebsmittelpunkt mit dem Widerstandsmittelpunkt zusammenfällt.

Bücher-Besprechungen.

Vorschläge zur Schaffung eines einheitlichen mitteleuropäischen Luftverkehrsrechtes. Sonderabdruck aus dem Jahrbuch des K. K. österreichischen Aero-Club, Wien.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrthaus. — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 7732.

Vorstandssitzung.

Teilnahme Seiner Königlichen Hoheit Prinz Heinrich von Preußen.

Am 9. November ds. Js. fand in Hamburg unter dem Vorsitz Seiner Königlichen Hoheit Prinz Heinrich von Preußen eine Sitzung des Gesamtvorstandes unserer Gesellschaft statt.

Stellungnahme der Behörden zur Friedensarbeit der Gesellschaft.

Auf der Tagesordnung standen Fragen von ganz besonderer Bedeutung: Die Stellungnahme der Behörden zur künftigen Friedensarbeit unserer Gesellschaft kam zur Verhandlung. Die Herren Vorstände der Luftfahrtabteilungen im Kriegsministerium und Reichsmarineamt, der Inspekteur der Fliegertruppen, Vertreter des Kommandierenden Generals der Luftstreitkräfte, die unserem Vorstand angehören, traten einstimmig dafür ein, daß die Mitarbeit der W. G. L. als Entlastung der Heeresverwaltung erwünscht und die Gesellschaft mit ihren Aufgaben:

der wissenschaftlichen Prüfung neuer Ideen
als Sammelstelle für das In- und Ausland
der Ermöglichung des Austausches von Erfahrungen ihrer Mitglieder

zur Heranführung junger Kräfte zur wissenschaftlichen Mitarbeit und als Sprechsaal freier Meinungen unentbehrlich sei.

Zusammenarbeit mit den Behörden.
Major z. D. Prof. Dr.-Ing. von Parseval wissenschaftlicher Beirat.

Für die erforderliche Fühlungnahme zur Zusammenarbeit mit den Behörden wurden Vorkehrungen getroffen, wozu eine besondere Kommission geschaffen werden wird; Major z. D. Prof. Dr.-Ing. von Parseval übernimmt das Amt eines wissenschaftlichen Beirates der Gesellschaft, da die Neuordnung der Dinge in kürzester Zeit eine Wiederaufnahme der Tätigkeit der Gesellschaft in ausgedehntem Umfange erwarten läßt.

Ordentliche Mitglieder-Versammlung 1918.

Infolge veränderter militärischer Sachlage konnten die Herren Behördenvertreter von ihrer bisher ablehnenden Stellungnahme der Abhaltung aktueller Vorträge gegenüber abgehen, ja stellten sich in dankenswertester Weise selbst dafür zur Verfügung, so daß für das Frühjahr des kommenden Jahres eine Ordentliche Mitglieder-Versammlung in Aussicht genommen werden konnte.

Als Tagungsort wurde Hamburg bestimmt, das für die nächste O. M. V. bereits im Frieden vorgesehen war; zudem wird dies hoffentlich wieder die Anwesenheit Seiner Königlichen Hoheit ermöglichen. Näheres werden wir unseren verehrlichen Mitgliedern seinerzeit an der gleichen Stelle zur Kenntnis bringen.

Geschäfts- und Kassenbericht.

Geheimrat Dr. von Böttinger erstattete den Geschäfts- und den Kassenbericht. Von dem Gesellschaftsvermögen wurden abermals M. 15000 in Kriegsanleihe angelegt, eine Stiftung in Höhe von M. 1000 an die Nationalstiftung für die Hinterbliebenen der im Kriege Gefallenen gewährt, die Beteiligung an der Weihnachts-Liebesgabensammlung der Inspektion der Fliegertruppen in Höhe von M. 300 genehmigt, den Mitgliedern des Gesamtvorstandes der Ersatz der Reisekosten und Gewährung von Tagegeldern zugebilligt; ferner zu einer Reihe schwebender Fragen, unter anderem dem angeregten Zusammenschluß der einzelnen Luftfahrtstellen, Stellung genommen.

Wissenschaftlicher Bericht.

Major z. D. Professor Dr. von Parseval berichtete über die wissenschaftliche Tätigkeit, die sich durch die bisher durch den Krieg veranlaßten Beschränkungen auf Erfindungsprüfungen und Mitarbeit von Ausschußmitgliedern bei den Militärbehörden begnügen mußte; erwähnt wurde weiter eine durch Professor Dr. Prandtl veranlaßte Reform des Luftwiderstandskoëffizienten, die in der Göttinger Versuchanstalt bereits praktische Anwendung findet.

Vorstands-Ergänzungen.

In den Vorstand wurden für die verstorbenen Mitglieder Professor Hartmann, Frankfurt, und Wirklicher Geheimer Oberbaurat Dr.-Ing. Veith, Berlin: Fabrikbesitzer Richard Gradenwitz, Berlin, und Professor Klingenberg A. E. G., Berlin, gewählt; ferner als Vertreter ihrer Behörden kooptiert:

Kapitän z. S. Kranzbühler, Marine-Flugchef,
Fregattenkapitän Strasser, Führer d. Luftschiffe, Ahlhorn,
Dr. Steffens, Leiter des Marine-Wetterdienstes,
Major Wagenführ, Flugzeugmeisterei, Adlershof.

An Stelle des verstorbenen Obmannes des Navigierungsausschusses Korvettenkapitän Friedländer wird das Amt dem von ihm selbst als Nachfolger vorgeschlagenen Geheimen Admiralitätsrat Capelle im Reichsmarineamt angetragen werden.

Erstattete Referate.

Geheimrat Professor Dr.-Ing. Barkhausen, Hannover, referierte über die Zulassung von Technikern zum Verwaltungsdienst, ihre wirtschaftliche und staatswissenschaftliche Ausbildung: der Vortragende ging auch auf bisher im Deutschen Verband Technisch-Wissenschaftlicher Vereine bearbeitetes Material zur Beschaffung von Rohstoffen, Ausnutzung und Vergasung der Kohle ein;

Professor Dr. Prandtl, Göttingen, berichtete über Entstehung, Betrieb und Erfolge der Göttinger Versuchsanstalt für Aerodynamik;

Stabsarzt Dr. Koschel vom Stab des Kommandierenden Generals der Luftstreitkräfte gab einen Überblick über die wissenschaftliche Forschungsarbeit der Sanitätsabteilung des Kommandierenden Generals der Luftstreitkräfte.

Der erste Vorsitzende Geheimrat Dr. v. Böttinger sprach Seiner Königlichen Hoheit den besonderen Dank der Gesellschaft für das wiederum durch seine Teilnahme trotz Seiner Inanspruchnahme im vaterländischen Dienste erwiesene Interesse aus, das auch noch besonders dadurch Ausdruck fand, daß der Prinz sich der W. G. L. mit Seiner Person bereitwillig in jeder Weise zur Verfügung stellte, damit der Gesellschaft die glücklichsten Auspizien für die Zukunft eröffnend.

Ein gemeinsames Essen vereinigte die Anwesenden nach Schluß der Sitzung.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift

für

kann auch die Unterseite mit solchen Spanntürmen versehen werden.

Bücher-Besprechungen.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:
Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:
Dr. L. PRANDTL und **Dr.-Ing. F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. | 29. Dezember 1917. | Heft 23 u. 24.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII. — 29. Dezember 1917. — Heft 23 und 24.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die **Expedition** oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München.
Zuschriften für die **Schriftleitung**: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Ermittlung der Steigfähigkeit eines Flugzeuges aus einem Barogramm.

Von Prof. Dr. R. v. Mises, Straßburg i. E.

Will man die Steigfähigkeit eines Flugzeuges aus dem Barogramm eines Aufstieges ermitteln, so muß man zwei verschiedene Umstände berücksichtigen:

1. Die Ordinaten des Barogrammes zeigen nicht gemessene Höhen an, sondern aus gemessenen Luftdruck-Werten nach einem angenommenen Schlüssel umgerechnete Höhen.

2. Der Verlauf eines Aufstieges hängt nicht nur von der Steigfähigkeit des Flugzeuges an sich, sondern auch von der jeweiligen Luftdichte ab.

Man muß also, um richtige und vergleichbare Werte zu erhalten, die nach 1. richtiggestellten Höhen nach 2. auf irgendeinen als »normal« angenommenen Dichteverlauf zurückführen. Dies ist dann und nur dann möglich, wenn während des Fluges außer dem Luftdruck auch die Temperatur gemessen wird. Es genügt, etwa nach je 500 bis 1000 m oder nach je 3 bis 6 Minuten die Temperatur abzulesen. Die theoretische Voraussetzung, von der wir ausgehen, ist die, daß, sobald einmal ein Flugzeug mit Motor, Schraube, Belastung usw. gegeben ist, seine größte Steiggeschwindigkeit nur noch von der augenblicklichen Luftdichte abhängt. Persönliche Einflüsse des Führers od. dgl. müssen natürlich als ausgeschaltet gelten.

1. Grundsätzliche Lösung.

Wir nehmen zunächst an, der Luftdruck p, gemessen in kg/m², sei unmittelbar für jeden Augenblick des Fluges bekannt, ebenso die Temperatur T, gemessen in Celsiusgraden der absoluten Skala, (d. h. $T = 273 +$ gewöhnl. Celsiusgrade), endlich der Wert p_0 des Luftdruckes für den Ausgangspunkt der Höhenmessung $h = 0$. Bezeichnet t die Zeit in Sekunden, so sind also die Funktionen $p(t)$ und $T(t)$ gegeben, und wir wollen den Zeitpunkt $t = 0$ mit $h = 0$ zusammenfallen lassen, so daß $p_0 = p(0)$.

Aus p und T kann man für jeden Zeitpunkt t das spez. Gewicht γ, wofür wir auch kurz »Dichte« sagen wollen, auf Grund der Zustandsgleichung

$$\gamma = \frac{p}{RT} \quad \ldots \ldots \quad (1)$$

berechnen. Hierin bedeutet R die sog. Gaskonstante von der Dimension Länge durch Temperatur, die zwar noch von der Luftfeuchtigkeit abhängt, aber für mittelfeuchte Luft etwa 29,4 m/C° gesetzt werden kann. Wir haben damit auch $\gamma(t)$.

Um die Steiggeschwindigkeit v zu erhalten, müssen wir die Gleichgewichtsbedingung für ein prismatisches Luftteilchen (Fig. 1) von der Grundfläche df und Höhe dh anschreiben. Da oben der Druck $p + dp$ nach abwärts, unten der Druck p nach aufwärts wirkt, haben wir $df \cdot dp = -\gamma \cdot df \cdot dh$, woraus

$$dh = -\frac{dp}{\gamma} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

und wegen $v = \frac{dh}{dt}$:

$$v = -\frac{1}{\gamma}\frac{dp}{dt} = -\frac{RT}{p}\frac{dp}{dt} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Fig. 1.

Da p und T als Funktionen wie t bekannt vorausgesetzt werden, ist nach (3) auch v als Funktion von t bestimmt. Durch (1) und (3) werden daher zusammengehörige Werte von γ und v bestimmt — man kann sich etwa die gleichen t-Werten entsprechenden v und γ als Koordinaten eines Punktes aufgetragen denken und erhält damit v als Funktion von γ.

Nun muß ein »normaler Dichteverlauf«

$$\gamma = f(z) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

vorgeschrieben sein, d. h. es muß die irgendeiner Annahme entsprechende Festsetzung gemacht werden, welcher γ-Wert zu jeder Höhe z »normal« gehört. Da wir oben durch Zusammenziehen von (1) und (3) v als Funktion von γ erhalten haben, können wir jetzt (4) in diese Beziehung einführen und damit v als Funktion der »reduzierten Höhe« z darstellen. Setzen wir nun

$$v = \frac{dz}{dt'}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

wo zum Unterschiede von t für die Zeit des reduzierten Diagramms t' geschrieben wurde, so folgt

$$t' = \int_0^z \frac{dz}{v(z)} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

als Gleichung für die gesuchte, auf normalen Dichteverlauf zurückgeführte Höhenlinie. t' ist die »reduzierte Steigzeit« auf die Höhe z.

Wie man sieht, verlangt die Lösung unserer Aufgabe in dieser Form die Ausführung einer Quadratur. Dies liegt aber nur daran, daß man sich gewöhnt hat, die Steigfähigkeit eines Flugzeuges nach den zur Erreichung bestimmter Höhen erforderlichen Zeiten zu beurteilen, statt nach den Steiggeschwindigkeiten in verschiedenen Höhen. Grundsätzlich gibt eigentlich schon die Funktion $v(\gamma)$, oder wenn man mehr Anschaulichkeit verlangt, die Funktion $v(z)$ Aufschluß über alles, was zur Kennzeichnung der Steigfähigkeit eines Flugzeuges gehört. Vgl. z. B. die Fig. 2, die einige $v(z)$-Linien für verschiedene Flugzeuge enthält. Stellt man mehrere solcher Linien für dasselbe Flugzeug nebeneinander, so kann man den Einfluß des Führers bzw. den Zustand des Flugzeugs beurteilen.

Wenn die am Boden tatsächlich herrschende Dichte kleiner ist als die »normale« für $z = 0$, so ist die Funktion $v(z)$ für die nahe an Null gelegenen Werte von z nicht definiert. In diesem Fall kann man, streng genommen, nicht die Steigzeit vom Boden an, sondern z. B. erst die von $z = 100$ aufwärts od. dgl. berechnen. Praktisch wird man sich jedoch stets eine kleine Extrapolation, sei es der $v(\gamma)$- oder der $v(z)$-Linie oder des Endergebnisses $z(t')$, gestatten dürfen.

Sind nicht die Luftdruckwerte p, sondern nur die mit dem Barograph bestimmten »scheinbaren« Höhen y für jeden Zeitpunkt gegeben, so muß man die Temperatur-Verteilung $T'(y)$ kennen, die der Umrechnung von p auf y zugrundegelegt wurde. Man erkennt an Gl. (3), daß, wenn an Stelle des richtigen T ein angenommenes T' bei der Höhenberechnung benutzt wird, die Steiggeschwindigkeit im Verhältnis $T' : T$ verändert wird. Es ist somit

$$v = \frac{T}{T'}\frac{dy}{dt}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

d. h. es läßt sich die richtige Steiggeschwindigkeit leicht aus der Neigung der Barographen-Linie ermitteln. Aber man kann trotzdem die Berechnung der zu den y gehörigen p-Werte nicht ganz ersparen, da γ nach (1) nur aus p und T zu bestimmen ist.

2. Zeichnerische Durchführung.

In Fig. 3 sind zunächst die Linien $p(t)$ und $T(t)$ als gegeben angenommen. Es bezeichne a einen Punkt der ersteren und b den zur selben Abszisse gehörigen Punkt der zweiten. Der Maßstab der p ist beliebig (in der Fig. 1 cm = 1000 kg/m²). der Maßstab der T so gewählt, daß das Produkt RT (das die Dimension einer Länge hat) in dem gewünschten Höhenmaßstab (in der Fig. 1 cm = 1000 m) erscheint. Da $R = 29{,}4$ ist, werden 10° C durch 294 : 1000 = 0,294 cm dargestellt. Auch der Zeitmaßstab ist derselbe, den die aufzusuchende Höhenlinie aufweisen soll (in der Fig. 1 cm = 5 Min.). Schließlich sind die Werte der »normalen Dichteverteilung« $\gamma = f(z)$ als Abszissen (nach links) zu den im Höhenmaßstab aufgetragenen z gezeichnet. Der Maßstab für die γ kann wieder ganz willkürlich gewählt werden (in der Fig. 1 cm = 0,2 kg/m³). Wir zeigen nun zunächst, wie man für den ins Auge gefaßten Zeitpunkt t, zu dem die Punkte a, b gehören, die reduzierte Höhe z finden kann, die dem mit a, b beobachteten Wert der Luftdichte »normal« entspricht.

Zu diesem Zweck ist auf der Abszissenachse die Strecke oc gleich einer Einheit im γ-Maßstab (in der Fig. 5 cm) abgetragen. Die Punkte a und b werden nach a' und b' auf der Ordinatenachse projiziert, b' wird mit dem Festpunkt c verbunden und $a'\,d$ parallel $b'\,c$ gezogen. Man erkennt ohne weiteres, daß nach (1):

$$od : oc = p : RT, \quad od = \gamma.$$

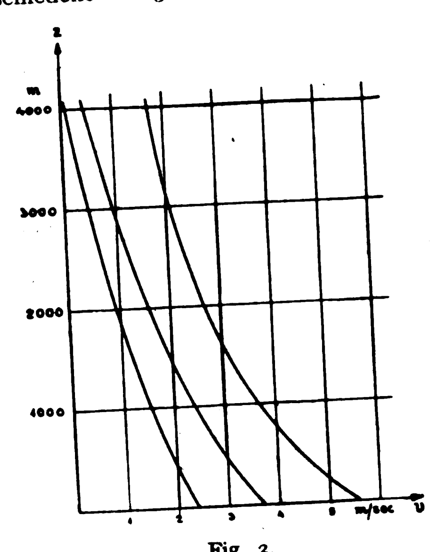


Fig. 2.

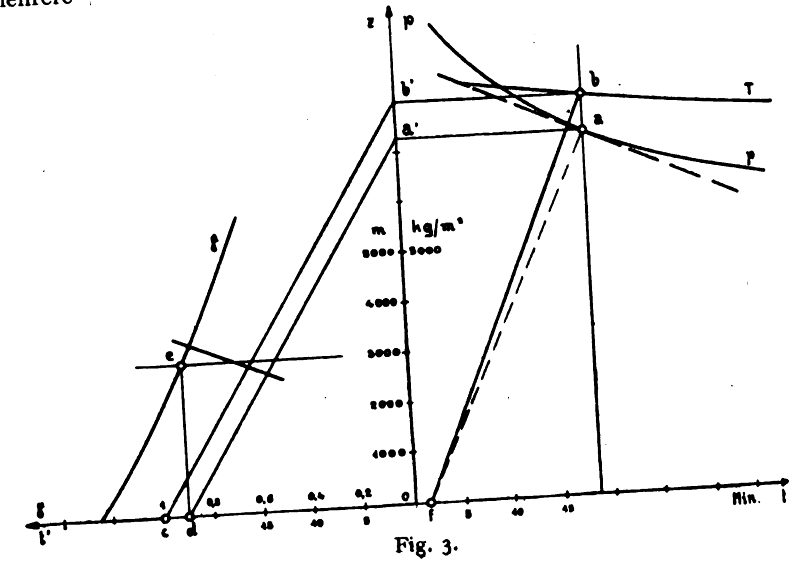


Fig. 3.

Zieht man daher von d aus eine Parallele zur Ordinatenachse bis zum Schnitt e mit der $y(z)$-Linie, so hat e die gesuchte Höhe z.

Nun müssen wir noch die zu diesem z gehörige Steiggeschwindigkeit v aufsuchen. Wir legen ein Dreieck so an, daß es mit der einen Kante die p-Linie in a berührt, und fällen durch b das Lot auf diese Tangente bis zum Schnitt f mit der Abszissenachse. Der Abstand des Punktes f von der Vertikalen ab ist daher

$$-RT \cdot \frac{dp}{dt}.$$

Verbinden wir f mit a, so hat diese Gerade gegen die Abszissenachse die Neigung nach (3)

$$-p : RT \cdot \frac{dp}{dt} = \frac{1}{v}.$$

Da eine Senkrechte die negativ reziproke Neigung hat, müssen wir nur senkrecht zu fa das in der Höhe z liegende Linienelement der gesuchten reduzierten Höhenlinie auftragen. Die genaue Lage des Elementes bestimmt sich daraus, daß es an das vorangehende (das für einen etwas früheren Zeitpunkt als t konstruierte) anschließen muß. Die Linie erscheint hierbei mit nach links verlaufendem t'-Maßstab, der in der Größe mit dem t-Maßstab übereinstimmt. In Fig. 6 ist dann ein Beispiel in dieser Art vollständig durchgeführt.

Soll an Stelle der p-Linie die Linie der scheinbaren Höhen y zur Konstruktion von v benutzt werden, so verfährt man, wie Fig. 4 es zeigt. Hier ist außer der Barographenlinie,

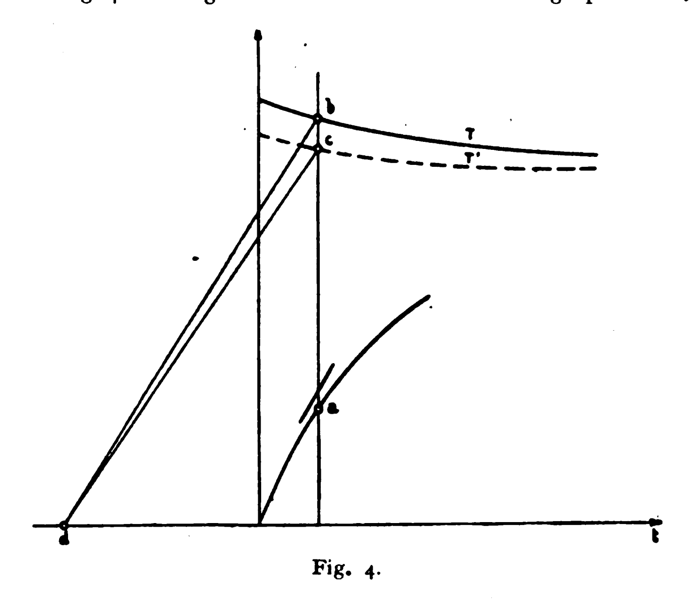


Fig. 4.

deren Punkt a ist, und der T-Linie, auf der wieder b liegt, auch noch die Linie der T' gegeben, d. i. der Verlauf der zu den verschiedenen y (nach der Voraussetzung bei Konstruktion des Maßstabes des Barographenstreifens) gehörigen T'. Liegt der Punkt c auf der T'-Linie bei derselben Abszisse wie a und b, so hat man durch c die Parallele zur Tangente an die y-Linie in a bis zum Schnitt d mit der Abszissenachse zu ziehen und hierauf d mit a zu verbinden. Die Neigung von bd ist

$$\frac{dy}{dt} \cdot \frac{T}{T'} = v;$$

man braucht also nur parallel zu bd das Linienelement der Höhenlinie zu ziehen. Der Maßstab der t' fällt in diesem Falle mit dem der t auch in der Richtung zusammen. Die Aufsuchung der zugehörigen Höhe z geschieht wie früher, wobei man — wie schon erwähnt — die den einzelnen y entsprechenden p-Werte kennen muß.

3. Die normale Dichteverteilung.

Für den »normalen Verlauf« der Luftdichte, auf den die beobachteten Höhenlinien zurückgeführt werden sollen, machen wir beispielsweise folgende Annahmen:

Luftdruck am Boden 762 mm Quecks., $p_0 = 762 \cdot 13{,}6 = 10\,363$ kg/m²;
Temperatur am Boden 10° C, $T_0 = 273 + 10 = 283°$;
Temperaturabnahme mit der Höhe 0,5° für 100 m.

Diese Zahlen, sowie die schon erwähnte Annahme $R = 29{,}4$ m/C° können wohl als Mittelwerte für unsere Verhältnisse gelten. Schreiben wir

$$T = T_0 - kz, \quad \ldots \ldots \ldots \quad (8)$$

wobei also $k = 0{,}005$, so ergibt Gl. (1) und (2):

$$\frac{dp}{p} = -\frac{1}{R}\,\frac{dz}{T_0 - kz}, \quad \ldots \ldots \quad (9)$$

sobald in (2) nur z statt h geschrieben wird. Die Integration von (9) liefert:

$$\log \frac{p}{p_0} = \frac{1}{kR} \log \left(1 - \frac{kz}{T_0}\right) \quad \ldots \ldots \quad (10)$$

Damit ist der »normale« Druckverlauf gegeben, so wie Gl. (8) den als »normal« angenommenen Temperaturverlauf darstellt. Setzt man noch einmal (2) ein, so erhält man auch den normalen Dichteverlauf in der Form:

$$\log \frac{\gamma}{\gamma_0} = \left(\frac{1}{kR} - 1\right) \cdot \log \left(1 - \frac{kz}{T_0}\right) \quad \ldots \quad (11)$$

wobei

$$\gamma_0 = \frac{p_0}{RT_0} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (12)$$

Werden in (10), (11) und (12) die oben angegebenen Zahlenwerte eingeführt, so ergibt sich:

$$\log p = 6{,}82 \log \left(1 - 0{,}01767 \frac{z}{1000}\right) + 4{,}01549 \quad (10')$$

$$\log \gamma = 5{,}82 \log \left(1 - 0{,}01767 \frac{z}{1000}\right) + 0{,}09773 \quad (11')$$

$$\gamma_0 = 1{,}2524 \text{ kg/m}^3. \quad \ldots \ldots \quad (12')$$

Die Ausrechnung liefert folgende Zahlentafel, deren Werte auch im Diagramm Fig. 5 abzulesen sind.

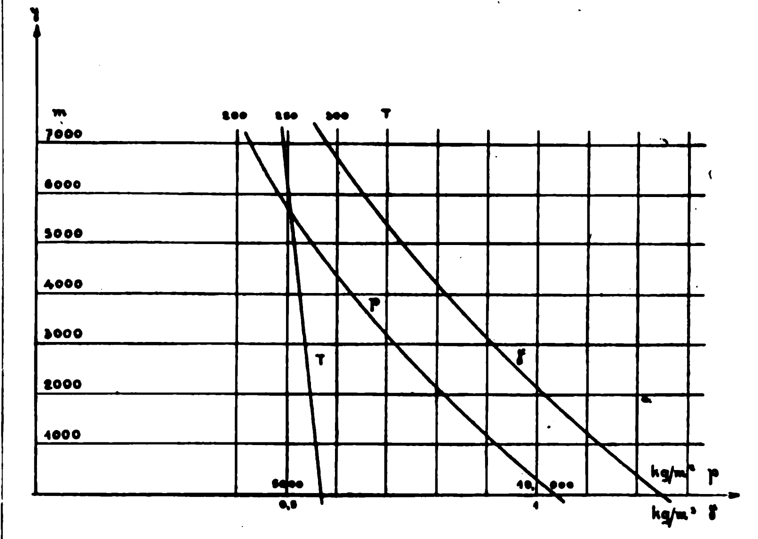


Fig. 5.

z = 0 m	p = 10363 kg/m²	γ = 1,2524 kg/m³	T = 283° C
1000	9177	1,1290	278
2000	8108	1,0157	273
3000	7147	0,9121	268
4000	6287	0,8175	263
5000	5515	0,7310	258
6000	4826	0,6523	253
7000	4212	0,5809	248

Für die zeichnerische Durchführung der Berechnung ist vor allem die durch die dritte Zahlenreihe bestimmte $\gamma(z)$-Linie wichtig. Man kann sie im vorhinein auf den Blättern, auf denen man die Konstruktion durchführen will, in der entsprechenden Lage (vgl. Fig. 6) vorgezeichnet haben.

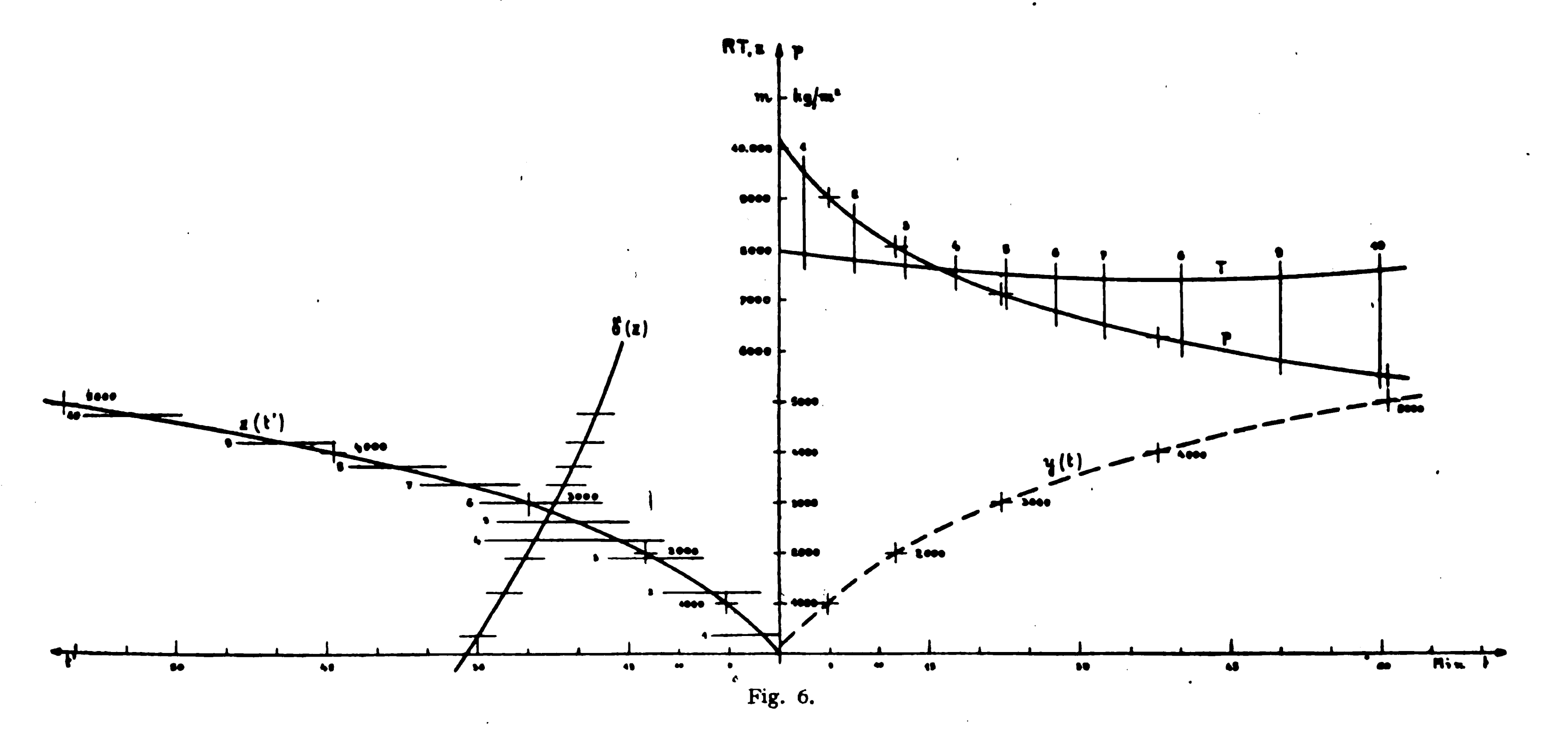


Fig. 6.

Zweckmäßigerweise wird man es so einrichten, daß die hier verwendete Normalverteilung der Dichte und des Druckes auch dieselbe ist, die der Konstruktion des Maßstabes auf dem Barographenstreifen zugrunde gelegt wurde. In diesem Falle verwendet man die zweite und vierte Spalte der Zahlentafel, um zu den einzelnen Punkten $y = 0$, 1000, 2000..... die p- und T'-Werte aufzutragen.

4. Beispiel.

In Fig. 6 ist ein Beispiel für das hier vorgetragene Verfahren der Ermittlung richtiggestellter Steigzeiten vollständig durchgeführt. Auf der rechten Seite der Fig. 6 sieht man zunächst die mit p bezeichnete Linie, die als Funktion der Zeit t die mittels Barograph oder Barometer ermittelten Luftdruckwerte darstellt. Die Maßstäbe für Druck und Zeit sind dieselben wie die oben unter (2) erwähnten und in Fig. 3 schon benutzten, nämlich 1 cm für 1000 kg/m² und für 5 Min. Auch der Maßstab der T-Linie, die die in verschiedenen Höhen bzw. zu verschiedenen Zeiten beobachteten Temperaturwerte wiedergibt, ist wie früher bestimmt, und zwar so, daß 1 cm der Zeichnung einer Länge RT von 1000 m entspricht, mithin je 10° C durch 0,294 cm dargestellt werden. An der linken Hälfte der Fig. 6 erkennt man die Linie $\gamma(z)$, die der dritten Spalte der oben stehenden Zahlentafel entsprechend die »normale Dichteverteilung« festlegt. Der Maßstab für die wagerecht nach links aufgetragenen γ ist zu 1 cm für 0,2 kg/m³ gewählt.

Das Verfahren beginnt nun damit, daß man die ganze Zeitstrecke, in unserem Fall von 0 bis rund 70 Min. in kleine Abschnitte zerlegt, innerhalb deren man die Steiggeschwindigkeit hinreichend genau als konstant ansehen darf. Um eine annähernd gleichmäßige Genauigkeit zu erzielen, darf man nicht gleichförmig teilen, sondern muß dort die Abschnitte kleiner machen, wo die Veränderlichkeit von $p : T$ stärker ist, d. i. also im Anfang der Linie. Wir haben einschließlich des Nullpunkts in unserem Beispiel im ganzen 11 Punkte für die Konstruktion herausgegriffen. Der erste Abstand ist 0,5 cm gewählt, die nächsten 6 Abstände zu 1 cm, dann von 7 zu 8 1,5 cm, endlich zwei Abschnitte zu 2 cm. Zu den mit 1 bis 10 bezeichneten Punkten der p und T-Linie sind dann nach dem in Fig. 3 erläuterten Verfahren die entsprechenden Höhen z ermittelt, die jedesmal durch eine mit derselben Ziffer bezeichnete Wagerechte im linken Teil der Fig. 6 festgelegt erscheinen.

Ebenfalls wie in Fig. 3 gezeigt, wurde hierauf für den Punkt 1 die der Steiggeschwindigkeit entsprechende Tangenteneigung bestimmt und mit dieser Neigung vom Nullpunkt des Koordinatenkreuzes aus bis ungefähr zur Mitte zwischen den Wagerechten 1 und 2 eine Gerade gezogen. An diese Gerade schließt eine zweite an, deren Neigung den in Punkt 2 der rechten Figur herrschenden Verhältnissen entspricht und die bis in die Mitte zwischen den Wagerechten 2 und 3 reicht, usw. Auf diese Weise ist die Linie $z(t')$, die genau genommen ein Polygon darstellt, entstanden.

Daß die Anfangsgerade vom Nullpunkt aus gezogen wurde, trotzdem die Anfangswerte von p und T nicht genau das γ geben, das »normal« in der Höhe 0 besteht, schließt keine größere Ungenauigkeit in sich als die durch das ganze Verfahren, das eine Kurve durch ein Polygon ersetzen will, bedingte. Irgendeine weitere Schwierigkeit besteht nicht.

Um die durch unser Verfahren bewirkte Änderung in der Beurteilung der Steigleistung überblicken zu können, haben wir auf dem rechten Teil der Fig. 6 auch noch die Barogrammlinie $y(t)$ angegeben. Sie wird derart gefunden, daß man zu den Punkten der p-Linie, deren Ordinaten die in Spalte 2 der Zahlentafel angegebenen Werte aufweisen, die Höhe 1000, 2000 usw. aufträgt und die so erhaltenen Endpunkte durch eine glatte Kurve verbindet. Ein Barograph, für den unsere Zahlentafel als Umrechnungsschlüssel gewählt wurde, müßte diese Linie aufzeichnen.

Der Vergleich ergibt nun:

Steigzeit auf 2500 m nach Barogramm 16,5 Min., nach Zurückführung auf normalen Dichteverlauf 19 Min.; auf 5000 m nach Barogramm 61,5 Min., nach Zurückführung 72 Min. Die richtiggestellten Werte liegen hier, wie man sieht, namentlich bei großen Steighöhen nicht unbeträchtlich höher als die ursprünglichen. Dies rührt daher, daß bei dem von uns als Beispiel gewählten Höhenflug die Steigverhältnisse infolge niedriger Temperatur äußerst günstig lagen. So sieht man z. B. an der Stelle, an der p den Wert 6287, entsprechend einer normalen Höhe von 4000 m nach der Zahlentafel, besitzt, ein $RT = 7300$, also $T = 248$, d. i. —25° C, während die Zahlentafel $T = 263$, d. i. —10° C ausweist. Näher am Erdboden ist der Temperatur-Unterschied nicht so groß.

Wenn von vornherein statt der p-Linie das Barogramm $y(t)$ gegeben ist, so kann man aus diesem unter Verwendung der mit Kreuzen bezeichneten Punkte und auf Grund der Zahlentafel die p-Linie ermitteln und dann, wie oben beschrieben, verfahren.

5. Zusammenfassung.

Es wird ein zeichnerisches Verfahren angegeben, wonach die von einem Barographen aufgezeichnete Höhenlinie unter Berücksichtigung des tatsächlichen Temperaturverlaufes auf



normale Verhältnisse zurückgeführt wird, so daß eine von der Eichung des Barographen und von den augenblicklichen Witterungsverhältnissen unabhängige Beurteilung der Steigfähigkeit ermöglicht ist.

Beiträge zur Berechnung von Tragflächenholmen.

Von A. Pröll, Hannover.

II.

Bei der Berechnung von statisch unbestimmten Fachwerken pflegt man nach dem Mohr-Maxwellschen Verfahren so vorzugehen[1]), daß erst die überzähligen Stäbe weggelassen werden, welche die statische Unbestimmtheit bedingen. Statt ihrer können auch andere passend gewählte Stäbe des »Hauptnetzes« in gleicher Zahl gewählt werden. Mit den gegebenen äußeren Kräften wird dann das statisch bestimmte Hauptsystem durchgerechnet, wobei sich in einem, z. B. dem $i$ten Stabe die Stabkraft T_{i0} ergibt. Nun bringt man an Stelle eines jeden der überzähligen Stäbe, die mit X, Y, Z . . . bezeichnet sein mögen (gleichzeitig seien dies die in ihnen wirkenden endgültigen Kräfte), einzeln je die Zugspannungen $+1$ an und berechnet damit je einen neuen Kräfteplan für das Hauptnetz, an dem sonst keinerlei andere Kräfte wirkend gedacht werden. Im $i$ten Stabe entstehen dadurch die Kräfte u_i, v_i, w_i . . . (stat. unbestimmte Einflußzahlen, je von X, Y, Z . . . herrührend). Dann wird die endgültige und wahre Kraft T_i im $i$ten Stabe des vollständigen statisch unbestimmten Fachwerkes gegeben sein durch den Ausdruck

$$T_i = T_{i_0} + u_i X + v_i Y + w_i Z + \ldots \quad (1)$$

Zur Berechnung der Kräfte X, Y, Z . . . in den überzähligen Stäben wird der Arbeitssatz herangezogen. Wenn wir uns für die folgende Betrachtung zunächst auf ein einfach statisch unbestimmtes System (mit nur einem überzähligen Stabe X) beschränken, so ergibt die Rechnung

$$X = -\frac{\Sigma u_i r_i T_{i_0}}{\Sigma u_i^2 r_i} \quad (2)$$

wobei die Summen sich über sämtliche Stäbe des Fachwerkes (einschließlich des Stabes X) erstrecken und worin r_i die sogenannte »Stabkonstante« eines jeden Stabes ist. Diese ist zunächst unter der Voraussetzung abgeleitet, daß die einzelnen Stäbe des Fachwerkes nur Zug- oder Druckkräfte aufnehmen und daß demgemäß nur Längenänderungen von der Größe

$$\Delta l_i = \frac{T_i l}{EF} = T_i r \quad (3)$$

auftreten, wobei dann die Stabkonstante

$$r = \frac{l}{EF} \quad (4)$$

ist (mit dem Querschnitt F, Länge l und Elastizitätsmodul E des Stabes). Die Berechnung erfolgt zweckmäßiger Weise nach einem bestimmten Schema in Tabellenform, bei dem rasch und übersichtlich die einzelnen Summanden und ihre Summen gebildet werden können.

Es kommen nun aber auch Fälle vor, in denen neben der Zug- und Druckbeanspruchung noch sehr erhebliche Durchbiegungen der Konstruktionsglieder in Frage kommen. Diese haben dann weitere Verkürzungen der Stäbe zur Folge, die unter Umständen von weit größerem Einfluß auf die Formänderungen und die Arbeitsgleichung des ganzen Fachwerkes sein können als die Längenänderungen durch die Axialkräfte.

Insbesondere bei langen Stäben, die gedrückt und gebogen werden, die also der Gefahr der Knickungsbiegung ausgesetzt sind, wird diese Art der Formänderung von ausschlaggebender Bedeutung sein. Beispiele dafür sind im Flugzeugbau recht häufig zu finden, und zwar sind es dort meistens die auf Druck beanspruchten Holme, welche eine sorgfältige Prüfung in dieser Hinsicht erfordern. Ohne Berücksichtigung der Durchbiegung würde die Rechnung oft zu ganz falschen Ergebnissen führen. Aus solchen Erwägungen heraus ist auch die Klage mancher Praktiker zu verstehen, mit der »theoretischen« Berechnungsmethode sei nichts anzufangen, wohingegen sie selbst in übrigens ganz logischer Weise das Flugzeugfachwerk in dem gedachten deformierten Zustand nachrechnen, indem es sich z. B. erfahrungsgemäß bei der Probebelastung mit Sand befinden würde. Eine solche Berechnung wird dann mit den einfachsten Mitteln durchgeführt. An sich ist selbstverständlich gegen eine solche Betrachtungsweise nichts einzuwenden, sofern eben ihre Voraussetzung, d. i. die Kenntnis aller Formänderungen erfüllt ist. Bei der Mohr-Maxwellschen Methode wird dies aber implizite durch die Aufstellung von Arbeitsgleichungen angestrebt, die aber in den hier betrachteten Fällen sehr großer Formänderungen entsprechend ergänzt werden müssen. Ein kurzes Beispiel möge diese Verhältnisse deutlich machen.

Der Hinterholm des Oberflügels eines Doppeldeckers hat die Länge $l = 280$ cm und besitzt einen kastenförmigen Querschnitt $5{,}0 \times 8{,}5$, mit den Querschnittszahlen:

Trägheitsmoment $J = 183$ cm^4
Widerstandsmoment $W = 43$ cm^3
Flächeninhalt $F = 18{,}3$ cm^2

Material: Kiefernholz vom Elastizitätsmodul

$$E = 10^5 \text{ kg/cm}^2$$

Der Holm wird von einer Längskraft $P = 1700$ kg auf Druck beansprucht, durch gleichmäßig verteilte Belastung erfährt er außerdem ein größtes Biegungsmoment $M = 11\,500$ kgcm.

Die Stabkonstante ist hier $r = \frac{280}{10^5 \cdot 18{,}3} = \frac{153}{10^6}$, die einfache Zusammendrückung beträgt

$$\Delta l = rP = \frac{1700 \cdot 153}{10^6} = 0{,}26 \text{ cm}.$$

Durch das Zusammenwirken von Biegung und Druckkraft entsteht aber eine sehr erhebliche Durchbiegung, die für diese Rechnung am einfachsten nach einer von Vianello[1]) angegebenen Näherungsformel ermittelt werden kann. Danach ist der Biegungspfeil in der Mitte

$$f = \frac{M}{P} \cdot \frac{1}{\mathfrak{S} - 1} \quad (5)$$

worin $\mathfrak{S} = \frac{P_k}{P}$ die Sicherheit gegen die Eulersche Knicklast

$$P_k = \frac{\pi^2 EJ}{l^2} \quad (6)^{2)}$$

darstellt. Damit wird auch

$$f = \frac{M}{P_k - P} \quad (5a)$$

Genauer als diese auf der Voraussetzung nahezu parabolischer Biegungslinie abgeleitete Formel ist eine von Müller-Breslau[3]) gegebene Berechnung, die auch den Einfluß der meist vorhandenen Knotenmomente mit Rücksicht auf die Druckkraft richtig bewertet. Auch die Formeln 5 und 5a lassen, wie in dem I. Teil dieses Aufsatzes gezeigt wurde (diese Zeitschrift S. 135) die Berücksichtigung entlastender Knotenmomente zu. Die Müller-Breslauschen Formeln sind allerdings für die hier beabsichtigte Anwendung zu verwickelt, was um so mehr ins Gewicht fällt, als doch die endgültige Durchbiegung von vornherein nicht feststeht, sondern versuchsweise angenommen werden muß. Es steht aber nichts im Wege, nach der endgültigen Rechnung die erhaltenen

---

[1]) Föppl, II. Graph. Statik. § 49.

[1]) Vianello, Der Eisenbau, deutsch von Carl Stumpf, II. Aufl. S. 40. Vergl. auch Kayser, Zentralblatt der Bauverwaltung 1910, S. 304.

[2]) Bei entlastend wirkenden Knotenmomenten haben wir an Stelle von P_k eine scheinbar vergrößerte Knicklast einzuführen. (Diese Zeitschrift S. 136.)

[3]) Müller-Breslau, Graph. Statik. II, Bd. II. Abt. S. 286. Vergl. auch Müller-Breslau, Die neueren Methoden der Festigkeitslehre.

Durchbiegungen mittels der Müller-Breslauschen Formeln zu prüfen und etwaige starke Abweichungen entsprechend zu berichtigen.

In unserm Beispiel erhalten wir

$$P_k = 2560 \text{ kg}, \quad \mathfrak{S} = 1{,}5$$

somit

$$f = 13{,}5 \text{ cm}.$$

Wird nun die bei Vianello gemachte Annahme einer angenähert parabolischen Durchbiegungslinie weiter aufrecht erhalten, so folgt für die Verkürzung der Sehne (des Holmes) nach einer bekannten Näherungsformel

$$\Delta l' = \frac{8}{3} \frac{f^2}{l} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (7)$$

in unserem Falle $\Delta l' = 1{,}74$ cm, also ein Wert, der fast 7mal so groß ist, als Δl.

Es leuchtet ein, daß eine nur auf Grund der Deformationen Δl durchgeführte statisch unbestimmte Untersuchung notwendig zu falschen Ergebnissen führt.

Man muß vielmehr auf Grund der vorläufig — etwa durch Verschiebungspläne — ermittelten Formänderungen eine neue Berechnung der wirkenden Kräfte vornehmen und mit diesen auch die statisch unbestimmten Größen neu berechnen. Es ist dies allerdings ein sehr umständliches Verfahren, das jedoch bei den starken Deformationen — wie sie in der Nähe der Bruchlasten vorkommen — allein anwendbar ist, wenn dort überhaupt nicht die Rechnung jede zuverlässige Grundlage zu verlieren beginnt.

Im folgenden soll nun versucht werden, dieses Verfahren praktisch brauchbar zu machen und zu diesem Zweck die übliche Mohr-Maxwellsche Berechnungsweise für statisch unbestimmte Größen auch auf Flugzeugfachwerke auszudehnen, bei welchen die starken Durchbiegungen einzelner Holme eine bedeutende Rolle spielen. Hierbei ist allerdings zu beachten, daß es sich um Formänderungen handelt, die nicht linear mit den wirkenden Kräften zunehmen, so daß also die gewöhnlichen Castiglianoschen Sätze nicht angewendet werden können. Dagegen ist es in solchem Falle möglich, nach dem Vorgange von Engesser[1]) den Ausdruck für die sogenannte »Ergänzungsarbeit« aufzustellen, der in ähnlicher Weise wie die Sätze von Castigliano verwendet werden kann.

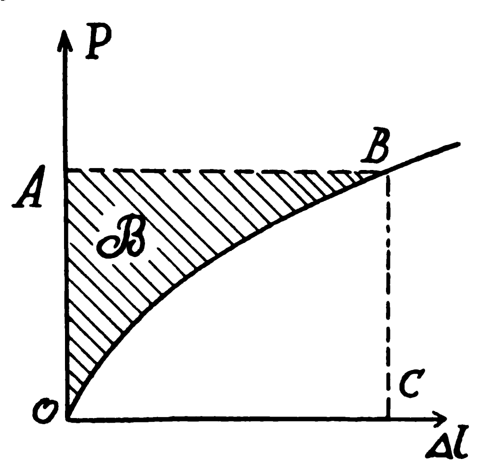


Fig. 1.

Ist nämlich bei einer Formänderung nach beliebigem Gesetz $\Delta l = \varphi(P)$ die Deformationskurve gegeben (Fig. 1), so ist die virtuelle Arbeit bestimmt durch

$$A_v = P \Delta l \text{ (Rechteck } OABC).$$

Die wirkliche Formänderungsarbeit wird durch das Flächenstück $O\,B\,C$ dargestellt, während dessen Ergänzung zum Rechteck, also das Flächenstück $O\,B\,A$ eben die Ergänzungsarbeit

$$B = \int \Delta l \, dP \quad \ldots \ldots \ldots \quad (8)$$

darstellt, von der Engesser gezeigt hat, daß ihr die Eigenschaften der Castiglianoschen Sätze zukommt.

Insbesondere gilt für die Ergänzungsarbeit die Beziehung

$$\frac{\partial B}{\partial X} = 0 \quad \ldots \ldots \ldots \quad (9)$$

wenn X eine statisch unbestimmte Größe ist, die einer überzähligen Auflagerbedingung entspricht. An Stelle des Satzes von der kleinsten Formänderungsarbeit tritt darnach im allgemeinen Falle bei beliebigem Formänderungsgesetz der Satz von der kleinsten Ergänzungsarbeit.

Es seien nun in einem Fachwerk außer einfachen Zug- und Druckstäben noch solche vorhanden, die außer einer Druck- (Knickungs-) beanspruchung noch eine direkte Biegungsbelastung erfahren. Bei Holzholmen im Flugzeugbau beispielsweise wird sich in solchem Falle wie bereits erwähnt, eine bedeutende Durchbiegung und damit Verkürzung der Stablänge ergeben. Solange diese Formänderung noch innerhalb der Proportionalitätsgrenze vor sich geht und nicht solche Größen annimmt, daß dadurch die ganze Kraftverteilung im Fachwerk geändert wird, kann man diese Verkürzung $\Delta l'$ durch die Gl. 7) in den Ausdruck für die Ergänzungsarbeit der Längskräfte P einführen. Außer diesen wirken aber noch Quer- (Biegungs-) belastungen auf den Träger, deren Ergänzungsarbeiten durch die entsprechenden Formeln für das Biegungsmoment berücksichtigt werden müssen.

Man hat somit: für Längskräfte P die Ergänzungsarbeit

$$B_P = \int \Delta l \, dP = \int \left(\frac{l P}{EF} - \frac{8 f^2}{3 l} \right) dP \quad \ldots \quad (10)$$

worin auch f noch als Funktion von P ausgedrückt werden muß, und für Biegungsmomente

$$B_M = \int_0^l \int \left(\frac{\partial \tau}{\partial x} \right) dx \, dM \quad \ldots \ldots \quad (11)$$

wobei τ der Tangentenneigungswinkel ist und die eine der beiden Integrationen über die ganze Balkenlänge (von o bis l) erstreckt wird, nachdem auch hier vorerst τ durch eine Funktion von M ersetzt wurde.

Wir bilden nun diese Ausdrücke für das Beispiel eines 2fach statisch unbestimmten Tragzellenfachwerkes, in dem also außer einem statisch bestimmten Hauptsystem noch 2 Stäbe (meistens Kabel) überzählig sind, welche die Stabkräfte X und Y erhalten sollen. Diese gilt es nun zu ermitteln.

Bezüglich der Holme sei noch angenommen, daß sie einseitig überhängen (vgl. Fig. 3 im I. Teil S. 134), daß also entlastende Momente wirken, deren Einfluß auf die Durchbiegung nach den im I. Teil gegebenen Regeln berechnet werden kann.

Der Ausdruck für die Ergänzungsarbeit.

Es ist für die biegungsfreien Fachwerkstäbe zu setzen

$$\left.\begin{array}{ll} \text{Längskraft (statisch bestimmt)} & T_0 \\ \text{Einflußzahl für } X & u \\ \text{» \quad » } Y & v \end{array}\right\} \quad \ldots \quad (12)$$

Wahre Längskraft $T = T_0 + uX + vY$.

$$\text{Verlängerung } \Delta l = \frac{Tl}{EF} = Tr \quad \ldots \ldots \quad (13)$$

Für die auch der Biegung unterworfenen Stäbe seien die entsprechenden Werte durch

$$P_0, \; u_p, \; v_p, \; P = P_0 + u_p X + v_p Y \quad \ldots \quad (12\text{a})$$

bezeichnet. Die Verkürzung des Stabes ist hier gegeben nach G. 7) durch

$$\Delta l_p = \frac{P l_p}{EF} - \frac{8 f^2}{3 l_p} = P r_p - \frac{8 f^2}{3 l_p} \quad \ldots \ldots \quad (14)$$

Die gesamte Ergänzungsarbeit ist dann

$$B = \Sigma \int \Delta l \, dT + \Sigma \int \Delta l_p \, dP + \Sigma \int_0^l \int dM \frac{\partial \tau}{\partial x} dx \quad . \quad (15)$$

Hierin ist bekanntlich

$$\frac{\partial \tau}{\partial x} = \frac{M}{EJ} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (16)$$

zu setzen.

---

[1]) Engesser. Über statisch unbestimmte Träger bei beliebigem Formänderungsgesetz. Zeitschr. d. Archit. u. Ing.-Ver. Hannover. 1889.

Dies führt nach Einsetzen von Δl, Δl_p, $\frac{\partial \tau}{\partial x}$ auf

$$B = \Sigma \frac{T^2 l}{2EF} + \Sigma \frac{P^2 l_p}{2EF} - \Sigma \frac{8}{3 l_p} \int f^2 dP + \Sigma \frac{1}{2EJ} \int_0^l M^2 dx \quad (17)$$

Die Auswertung der Integrale ergibt

$$\int f^2 dP = \int \frac{M'^2 dP}{(P_k - P)^2} = \frac{M'^2}{P_k - P} \quad . \quad . \quad . \quad (18)$$

$$\int_0^l M^2 dx = \int_0^l \left(Py + \frac{qx(l-x)}{2} - M_B \frac{x}{l} \right)^2 dx \quad . \quad . \quad (19)$$

(nach Einsetzen von M aus I, Gl. 5), diese Zeitschrift, S. 134), wobei M_B das entlastende Knotenmoment und q die gleichförmige Querbelastung bedeutet). Weiter ist hier noch

$$\left. \begin{aligned} M' &= M - \frac{3}{5} M_B = \frac{ql^2}{8} - \frac{3}{5} M_B \\ \text{und} \quad f &= \frac{M'}{P_K - P} \end{aligned} \right\} \quad . \quad . \quad . \quad (5b)$$

wie a. a. O. gezeigt wurde.

Es ist nun wiederum für y eine Annahme zu machen; am einfachsten ist es, eine parabolische Durchbiegung zu wählen. (Eine Trennung in 2 Parabeln, wie im I. Teil gezeigt wurde, würde die Rechnung hier unnötig verwickeln.) Wir setzen also

$$y = \frac{4 f x (l-x)}{l^2} \quad . \quad (20)$$

und erhalten

$$\int_0^l M^2 dx = \int_0^l \left\{ x(l-x) \left(\frac{4 Pf}{l^2} + \frac{q}{2} \right) - \frac{M_B x}{l} \right\}^2 dx \quad (21)$$

Die einfache Ausrechnung führt auf

$$\int_0^l M^2 dx = \frac{l^3}{30} \left\{ l^2 \left(\frac{4Pf}{l^2} + \frac{q}{2} \right)^2 + \frac{10 M_B^2}{l^2} - 5 M_B \left(\frac{4Pf}{l^2} + \frac{q}{2} \right) \right\} \quad (22)$$

Man erhält nun die statisch unbestimmten Größen durch die bekannten Gleichungen

$$\frac{\partial B}{\partial X} = 0 \quad \frac{\partial B}{\partial Y} = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (23)$$

Unter Berücksichtigung obiger Beziehungen (12) führt die erste dieser Gleichungen, mit der Bezeichnung $\frac{l}{EF} = r$ (Stabkonstante) nach kurzer Rechnung auf die Formel

$$\begin{aligned} \frac{\partial B}{\partial X} &= \Sigma T_0 u r + X (\Sigma u^2 r + \Sigma u_p^2 r_p) \\ &+ Y (\Sigma u v r + \Sigma u_p v_p r_p) + \Sigma P_0 u_p r_p - \frac{8}{3} \Sigma \frac{M'^2 u_p}{l_p (P_k - P)^2} \\ &+ \frac{8}{15} \Sigma \left\{ \frac{l_p M' P_k u_p}{(P_k - P)^2 EJ} \left(Pf + \frac{ql^2}{8} - \frac{5}{8} M_B \right) \right\} \quad . \quad (24) \end{aligned}$$

und auf eine analoge Gleichung für $\frac{\partial B}{\partial Y}$.

Setzen wir nun im letzten Term

$$\frac{ql^2}{8} - \frac{5}{8} M_B = M'' \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (25)$$

und führen auch dort für f den Ausdruck aus Gl. 5a) ein, so wird, wenn man die Glieder mit P aus dem letzten Term nach Gl. 12a) auflöst und sodann ordnet

$$\left. \begin{aligned} O = \frac{\partial B}{\partial X} &= \Sigma T_0 u r + X \left\{ \Sigma u^2 r + \Sigma u_p^2 r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{M'^2 P_k}{(P_k - P)^3 i^2} \right) \right\} + Y \left\{ \Sigma u v r + \Sigma u_p v_p r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{M'^2 P_k}{(P_k - P)^3 i^2} \right) \right\} \\ &+ \Sigma P_0 u_p r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{M'^2 P_k}{(P_k - P)^3 i^2} \right) - \frac{8}{3} \Sigma \frac{M'^2 u_p}{l_p (P_k - P)^2} + \frac{8}{15} \Sigma \frac{M' M''}{(P_k - P)^2 i^2} P_k u_p r_p \\ O = \frac{\partial B}{\partial X} &= \Sigma T_0 v r + Y \left\{ \Sigma v^2 r + \Sigma v_p^2 r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{M'^2 P_k}{(P_k - P)^3 i^2} \right) \right\} + X \left\{ \Sigma u v r + \Sigma u_p v_p r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{M'^2 P_k}{(P_k - P)^3 i^2} \right) \right\} \\ &+ \Sigma P_0 v_p r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{M'^2 P_k}{(P_k - P)^3 i^2} \right) - \frac{8}{3} \Sigma \frac{M'^2 v_p}{l_p (P_k - P)^2} + \frac{8}{15} \Sigma \frac{M' M''}{(P_k - P)^2 i^2} P_k v_p r_p \end{aligned} \right\} (26)^{1)}$$

Hierin erscheinen aber überall die Glieder von r_p verbunden mit dem Klammerausdruck

$$r_p' = r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{M'^2 P_k}{(P_k - P)^3 i^2} \right) = r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{f^2}{i^2} \frac{P_k}{P_k - P} \right) \quad (27)$$

den man sinngemäß als neue Stabkonstante für den biegungssteifen Stab auffassen darf. Außerdem treten in den Gleichungen noch 2 neue Glieder

$$\left. \begin{aligned} \mathfrak{A}_u &= \frac{8}{3} \Sigma \frac{f^2 u_p}{l_p} \quad \text{und} \quad \mathfrak{B}_u = \frac{8}{15} \Sigma \frac{f^2 M''}{i^2 M'} P_k u_p r_p \\ \mathfrak{A}_v &= \frac{8}{3} \Sigma \frac{f^2 v_p}{l_p} \qquad\quad\;\; \mathfrak{B}_v = \frac{8}{15} \Sigma \frac{f^2 M''}{i^2 M'} P_k v_p r_p \end{aligned} \right\} \quad (28)$$

auf, welche die Durchbiegungen enthalten. Die Glieder $\mathfrak{A}$ sind gewöhnlich viel kleiner als $\mathfrak{B}$.

Wenn wir daher den biegungssteifen Fachwerkstäben von vornherein die neuen Stabkonstanten r_p' zuweisen, so können wir alle Stäbe in gleicher Weise behandeln (die P mit unter die T gerechnet) und erhalten jetzt

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial B}{\partial X} &= O = \Sigma u r T_0 + X \Sigma u^2 r + Y \Sigma u v r - (\mathfrak{A}_u - \mathfrak{B}_u) \\ \frac{\partial B}{\partial Y} &= O = \Sigma v r T_0 + Y \Sigma v^2 r + X \Sigma u v r - (\mathfrak{A}_v - \mathfrak{B}_v) \end{aligned} \right\} (29)^{2)}$$

Aus diesen Gleichungen berechnet man X und Y und findet

$$\left. \begin{aligned} X &= \frac{\Sigma u r T_0 \cdot \Sigma v^2 r - \Sigma v r T_0 \cdot \Sigma u v r - \Sigma v^2 r (\mathfrak{A}_u - \mathfrak{B}_u) + \Sigma u v r (\mathfrak{A}_v - \mathfrak{B}_v)}{(\Sigma u v r)^2 - \Sigma u^2 r \cdot \Sigma v^2 r} \\ Y &= \frac{\Sigma v r T_0 \cdot \Sigma u^2 r - \Sigma u r T_0 \cdot \Sigma u v r - \Sigma u^2 r (\mathfrak{A}_v - \mathfrak{B}_v) + \Sigma u v r (\mathfrak{A}_u - \mathfrak{B}_u)}{(\Sigma u v r)^2 - \Sigma u^2 r \cdot \Sigma v^2 r} \end{aligned} \right\} \quad (30)$$

Zu dieser Rechnung ist noch besonders zu bemerken: Der Einfluß der Zusatzglieder und auch der vergrößerten Stabkonstanten ist bei merklicher Durchbiegung der Holme ein ganz bedeutender. Nun hängt aber f wegen

$$f = \frac{M'}{P_k - P} = \frac{M'}{P_k - P_0 - u_p X - v_p Y} \quad . \quad . \quad (31)$$

selbst von X und Y ab. Da aber diese Abhängigkeit auf unbequeme quadratische Gleichungen führen würde, ist es zweckmäßig, erst mit einem geschätzten Wert von P zu rechnen und eventuell nachträglich die X und Y einzuführen und die Rechnung zu verbessern. Auch empfiehlt es sich, um die Rechnung nicht zu oft wiederholen zu müssen, zunächst die Holmdurchbiegung zu vernachlässigen und in gewöhnlicher Weise die statisch unbestimmten Größen zu berechnen und danach die sämtlichen Stabspannungen in einer ersten Korrektur zu berichtigen. Jetzt erhält man schon einen besseren Überblick über die wirklich eintretenden Stabkräfte, und die neue Korrekturrechnung mit Berücksichtigung der Durchbiegungen kann mit viel größerer Sicherheit vorgenommen werden.

Zahlen-Beispiel:

Für die Tragflächen eines einstieligen Flugzeuges ist die Ermittlung der statisch bestimmten Kräfte T_0 bzw. P_0 in dem Haupttragsystem (Holme samt Innenverspannung der Flügel und Haupttragkabel sowie Streben) durchgeführt und in nachstehender Zahlentafel I zusammengestellt worden (Spalte 7), und zwar zunächst für die volle vorgeschriebene Höchstbelastung.

Als statisch unbestimmte Größen wurden gewählt
die Kraft im Stielverspannungskabel = X und
» » » Stirnkabel des Unterflügels = Y (Fig. 2).

---

[1]) $i^2 = \frac{J}{E}$ bedeutet den Trägheitsradius. — [2]) Für einfach statisch unbestimmte Systeme (unbekannte X) reduziert sich diese Gleich. 29) auf

$$O = \frac{\partial B}{\partial X} = \Sigma u r T_0 + X \Sigma u^2 r - (\mathfrak{A}_u - \mathfrak{B}_u) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (29\,a)$$

woraus

$$X = - \frac{\Sigma u r T_0 - (\mathfrak{A}_u - \mathfrak{B}_u)}{\Sigma u^2 r} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (30\,a)$$

Es wurden sodann die Einflußzahlen u und v in bekannter Weise (Kraft $+1$ statt X und Y) bestimmt und die Stabkonstanten $r = \frac{l}{EF}$ für jeden Stab eingesetzt, wie dies in den Spalten 2, 3, 4 der Zahlentafel ebenfalls ersichtlich ist.

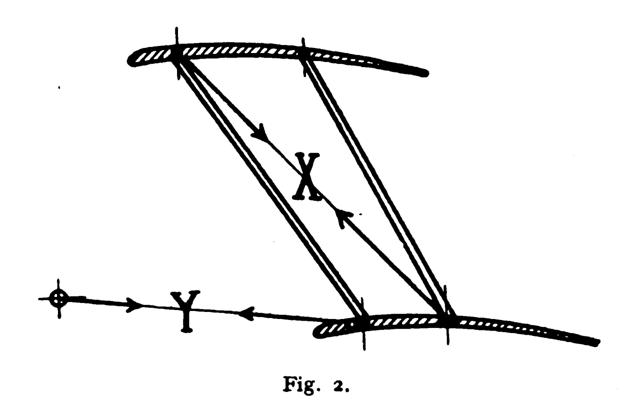


Fig. 2.

Die Durchführung der Mohr-Maxwellschen Rechnungsmethode in der gewöhnlichen Weise ohne Berücksichtigung der Durchbiegungen führt dann auf die Werte

$$X = 74\ \text{kg}, \quad Y = 415\ \text{kg}.$$

Mit diesen Zahlen erreicht man eine erste Korrektur aller Stabspannungen, die sofort zeigt, daß hauptsächlich der im bestimmten Hauptsystem gezogene Vorderholm des Unterflügels jetzt starken Druck erhält, während der Hinterholm entlastet wird.

Nun wiederholen wir mit diesen neuen Stabkräften die statisch unbestimmte Rechnung unter Berücksichtigung der Durchbiegungen, also nach der Gl. 30) und zwar einmal unter der Annahme von voller Belastung und dann für $1/3$ der Vollast.

In Frage kommen jetzt die sämtlichen Holme, am wenigsten noch der Hinterholm des Oberflügels, denn die ersten Korrekturwerte der statisch unbestimmten Rechnung ergibt nach Zahlentafel I, Spalte 13 als »wahre« Längskräfte nur für die drei anderen Holme gefährliche Knickspannungen, während der Hinterholm des Oberflügels verhältnismäßig gering belastet wird.

Man erhält beispielsweise für den Vorderholm des Oberflügels die folgende Rechnung (für volle Last)

$$q = 1{,}59\ \text{kgcm},\ \text{entlastendes Moment}\ M_B = 14\,200\ \text{kgcm},$$
$$P_k = 3600,\ P = 2400\ \text{kg (Mittel)},\ P_k - P = 1200$$

somit nach Gl. 5b und 25) sowie 5a

$$M' = \frac{q l^2}{8} - \frac{3}{5} M_B = 7100\ \text{kgcm},$$

$$M'' = \frac{q l^2}{8} - \frac{5}{8} M'' \sim 6800\ \text{kgcm},\ f = \frac{7100}{1200} = 5{,}9\ \text{cm},$$

$$i^2 = 12{,}5,\ l_p = 280\ \text{cm},\ E = 110000\ \text{kg/cm}^2,\ r = \frac{l}{EF} = \frac{130}{10^6},$$

somit

$$r_p' = r_p\left[1 + \frac{8}{15}\,\frac{5{,}9^2}{12{,}5}\,\frac{3500}{1200}\right] = r_p\,(1 + 4{,}5) =$$

$$= 5{,}5\, r_p \sim \frac{7{,}15}{10^6}.$$

Für $1/3$ Last ist dagegen $r_p' = r_p\left(1 + 0{,}1\right) \sim \frac{145}{10^6}$ [1]). Es zeigt sich also, daß für die geringen Belastungen, in denen überhaupt die Rechnung noch auf gesicherten Grundlagen steht (geringe Formänderungen), von einer Berücksichtigung der Vergrößerung der Stabkonstanten oft ganz abgesehen werden kann.

[1]) Wegen der viel geringeren Durchbiegung $f = 1{,}34$ cm.

$$X = \frac{\Sigma u r\, T_0\, \Sigma v^2 r - \Sigma v r\, T_0\, \Sigma u v r}{(\Sigma u v r)^2 - \Sigma u^2 r \cdot \Sigma v^2 r} = \frac{-3{,}69 \cdot 8{,}35 + 3{,}76 \cdot 4{,}75}{4{,}75^2 - 23 \cdot 8{,}35}\, 10^3 = 74.$$

$$Y = \frac{\Sigma v r\, T_0\, \Sigma u^2 r - \Sigma u r\, T_0\, \Sigma u v r}{(\Sigma u v r)^2 - \Sigma u^2 r \cdot \Sigma v^2 r} = \frac{-3{,}762 \cdot 23 + 3{,}60 \cdot 4{,}75}{4{,}75^2 - 23 \cdot 8{,}35}\, 10^3 = 415.$$

Zahlentafel I. **Erste statisch unbestimmte Rechnung für Vollast.**

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Stabbezeichnung	Stabkonstante $10^6 r$	Einflußzahlen u	v	$10^6 \times$ $u^2 r$	$v^2 r$	Statisch bestimmte Stabkraft T_0	urT	vrT	10^6 uvr	uX	vY	Berichtigte Stabkraft T_0'
Oberflügel:						1)						
Vorderholm	130	2,20	—	658	—	— 2215 / — 2844	— 0,744	—	—	150 / 186	— / —	— 2065 / — 2658
Hinterholm	130	— 1,75	—	390	—	— 1140 / — 570	+ 0,183	—	—	— 110 / — 143	— / —	— 1250 / — 713
Innenverspannung	4800	— 0,52	—	1 300	—	+ 700	+ 1,746	—	—	[illegible] 38	—	+ 662
Unterflügel:												
Vorderholm (Mittelwerte)	180	— 0,72	— 1,70	155	550	— 88 / + 456 / + 1000	— 0,108	— 0,219	290	— / — 53 / — 107	— 380 / — 760 / — 1140	— 468 / — 307 / — 147
Hinterholm (Mittelwerte)	175	1,44	1,56	415	500	— 600 / — 1000 / — 1700	+ 0,396	— 0,435	465	+ 53 / + 107 / + 160	+ 325 / + 650 / + 975	— 222 / — 323 / — 565
Innenverspannung	6000	— 0,80	— 0,82	3 840	4 040	+ 630	— 3,000	— 3,090	3930	— 60	— 340	+ 230
Hauptkabel:												
vorne	2000	— 1,95	—	7 560	—	1875	— 7,320	—	—	— 145	—	1730
hinten	2000	+ 1,81	—	6 500	—	1410	+ 5,100	—	—	+ 135	—	1545
Innenstreben, Stiele:												
Insgesamt	—	—	—	82	60	—	0,060	+ 0,018	65	—	—	—
Statisch unbestimmte Größen:												
Tiefenkreuzkabel	2100	+ 1	—	2 100	—	—	—	—	—	74	—	74
Stirnkabel	[illegible]	—	+ 1	—	[illegible]	—	—	—	—	—	[illegible]	[illegible]

Weiter ist für den Vorderholm des Oberflügels bei Volllast

$$\mathfrak{A}_u = \frac{8}{3}\,\frac{f^2 u_v}{l_v} = \frac{8}{3}\cdot\frac{35\cdot 2{,}2}{280} = 0{,}735$$

$$\mathfrak{B}_u = \frac{8}{15}\,\frac{35}{12{,}5}\,\frac{7100}{6800}\,3600\cdot 2{,}2\cdot\frac{130}{10^6} = 1{,}49.$$

Für ⅓ Last braucht zunächst die Durchbiegung des Hinterholmes am Oberflügel nicht berücksichtigt zu werden, da hier auch $\mathfrak{A}_u$ vernachlässigt werden darf.

Zahlentafel II.

Stabbezeichnung	Vollbelastung: f (cm)	$10^6 \cdot r_v'$	$\mathfrak{A}_u$	$\mathfrak{A}_v$	$\mathfrak{B}_u$	$\mathfrak{B}_v$	⅓ der Vollast: f cm	$10^6 \cdot r_v'$	$\mathfrak{A}_u$	$\mathfrak{A}_v$	$\mathfrak{B}_u$	$\mathfrak{B}_v$
Oberflügel												
Vorderholm . .	5,9	715	0,735	—	1,49	—	1,34	145	0,038	—	0,077	—
Hinterholm . .	2,05	160	— 0,07	—	— 0,14	—	0,52	130	— 0,005	—	— 0,009	—
Unterflügel												
Vorderholm . .	9,02	1980	— 0,485	— 1,15	— 0,933	— 2,05	2,45	288	— 0,036	— 0,085	— 0,069	— 0,152
Hinterholm . .	12,0	6200	1,71	1,85	3,10	3,36	2,86	350	0,097	0,105	0,176	0,191
$\Sigma(\mathfrak{A}_u, \mathfrak{A}_v, \mathfrak{B}_u, \mathfrak{B}_v)$	—	—	1,89	0,70	+ 3,52	1,31	—	—	0,127	0,020	0,175	0,039

Bildet man so für alle Holme die Konstanten r_v' und die Zusatzglieder[1]), so erhält man die folgende Zusammenstellung (Zahlentafel II), bei der die gleiche Rechnung auch für ⅓ der Vollbelastung durchgeführt wurde:

Zahlentafel III. **Zweite statisch unbestimmte Rechnung für Vollast.**

1 Stabbezeichnung	2 Stabkonstante r bzw. $r_v' \times 10^6$	3 Zusatzwerte $\mathfrak{A}_u$	4 $\mathfrak{A}_v$	5 $\mathfrak{B}_u$	6 $\mathfrak{B}_v$	7 Einflußzahlen u	8 v	9 $10^6 \times$ $u^2 r$	10 $v^2 r$	11 Berichtigte Stabkraft T_0'	12 $u r T_0'$	13 $v r T_0'$	14 $10^6 X$ $u v r$	15 $u X$	16 $v Y$	17 Wahre Stabkraft T
Oberflügel:																
Vorderholm	715	0,735	—	1,49	—	+ 2,20	—	3 600	—	{— 2065 — 2658}	— 3,75	—	—	{442 540}	—	— 1773} — 2304}
Hinterholm	160	— 0,07	—	— 0,14	—	— 1,75	—	470	—	{— 1250 — 713}	+ 0,258	—	—	{— 326 — 430}	—	— 1466} — 1000}
Innenverspannung	4800	—	—	—	—	— 0,52	—	1 300	—	+ 662	+ 1,650	—	—	— 116	—	+ 584
Unterflügel:																
Vorderholm	1980	— 0,485	— 1,15	— 0,933	— 2,05	— 0,72	— 1,70	1 700	6 000	{— 468 — 307 — 147}	+ 0,870	+ 2,64	3 180	{— — 161 — 321}	{— 152 — 280 — 403}	— 240 + 15 + 276}
						Mittelwerte										
Hinterholm	6200	+ 1,71	+ 1,85	+ 3,10	+ 3,36	+ 1,44	+ 1,56	14 800	17 650	{— 222 — 325 — 565}	— 11,50	— 12,4	16600	{161 322 483}	{128 256 384}	— 311} — 512} — 833}
Innenverspannung	6000	—	—	—	—	— 0,80	— 0,82	3 840	4 040	+ 230	— 1,100	— 1,13	3930	— 178	— 134	+ 318
Hauptkabel:																
Vorne	2000	—	—	—	—	— 1,95	—	7 560	—	1730	— 6,760	—	—	— 445	—	+ 1430
Hinten	2000	—	—	—	—	+ 1,81	—	6 500	—	1545	+ 5,600	—	—	+ 405	—	+ 1815
Innenstreben, Stiele:																
Insgesamt	—	—	—	—	—	—	—	95	75	—	0,065	0,02	75	—	—	—
Statisch unbestimmte Größen:																
Tiefenkreuzkabel	2100	—	—	—	—	+ 1	—	2 100	—	—	—	—	—	220	—	+ 220
Stirnkabel	3200	—	—	—	—	—	+ 1	—	3 200	—	—	—	—	—	164	+ 164
Summen	—	+ 1,89	+ 0,70	+ 3,52	+ 1,31	—	—	41 956	30 965	—	— 14,67	— 10,87	+ 23785	—	—	—

Bemerkung. Wo in den Spalten 2 oder 3 Werte durch { } vereinigt erscheinen, handelt es sich stets um einzelne Felder des durch Innenverspannung in 2 oder 3 Teile abgeteilten Holmes. Der Einfachheit halber wurden aber für u, v nur die Mittelwerte, für r der Gesamtwert in der Zahlentafel aufgeführt. Vgl. die Fußnote [1]) auf dieser Seite.

[1]) Besteht ein Holm aus mehreren Feldern, in denen die Längskräfte und Einflußzahlen verschieden sind, so ist zwar für jedes Feld ein anderes r (entsprechend der Länge λ des Feldes) einzuführen. Für die Glieder $\mathfrak{A}_u$, $\mathfrak{A}_v$, $\mathfrak{B}_u$, $\mathfrak{B}_v$ ist dagegen die ganze Holmlänge l_p beizubehalten und nur der n^{te} Teil des ganzen Ausdruckes (bei n Feldern) mit dem entsprechenden u bzw. v für das Feld zu multiplizieren. Es läuft dies offenbar auf eine einfache Mittelwertbildung für die u und v in diesen Zusatzgliedern hinaus. In diesem Sinne ist auch in der Zahlentafel III vorgegangen worden.

Damit wird nach der Rechnung der Zahlentafel III
$X = 220$ kg, $Y = 164$ kg für volle Belastung und
$X' = 13,3$ » $Y' = 148$ » für $1/3$ der vollen Belastung
$3X' = 40$ » $3Y = 444$ » (auf volle Last umgerechnet).

Der ganz überwiegende Einfluß der Durchbiegung kommt außer in den neuen Stabkonstanten noch in den beiden Gliedern mit 𝔄 und 𝔅 zum Ausdruck. Es kann schließlich der ganze Charakter der X und Y verändert werden, so daß z. B. hier bei geringerer Belastung ($1/3$ Vollast) das Stirnkabel (Y) viel höher beansprucht wird als das Tiefenkreuzkabel (X). Erst bei Vollast wird letzteres stark gezogen, und es entlastet so den oberen Vorderholm auf Kosten des jetzt viel stärker beanspruchten Hinterholms, während das erst stark beanspruchte Stirnkabel geringeren Zug erhält. Unter Umständen wird bei wachsender Belastung auch ein ursprünglich stark beanspruchtes (statisch unbestimmtes) Kabel schlaff und ein anderes tritt an seine Stelle. Dies alles ist aber eine Folge der Veränderung in der Konfiguration des Fachwerkes.

Zusammenstellung der Ergebnisse (in kg)
für die Ermittelung der statisch unbestimmten Größen X und Y.

Berechnung	Volle Last		1/3 Last	
	X	Y	X	Y
»Normal« (ohne Rücksicht auf Durchbiegung)	74	415	24,7 $3X = 74$	138,3 $3Y = 415$
Mit Rücksicht auf die Durchbiegung der Holme	220	164	13,3 $3X = 40$	148 $3Y = 444$

Mit den Zahlen $X = 220$, $Y = 164$ für Vollast sind dann in Zahlentafel III, Spalte 17 die endgültigen Stabkräfte berechnet worden nach der eingangs angeschriebenen Beziehung

$$T = T_0 + uX + vY,$$

wobei noch besonders zu beachten ist, daß für T_0 auch bei der zweiten Korrekturrechnung der ursprüngliche, aus der statisch bestimmten Kräfteermittlung erhaltene Wert zu nehmen ist! Eine dritte Korrekturrechnung mit den zugrunde gelegten Endwerten der zweiten würde wiederum den jetzt stark gedrückten Hinterholm des Oberflügels mit in die Rechnung eintreten lassen. Es wird dann X etwas kleiner, Y wieder etwas größer werden, aber die Unterschiede sind gegenüber den hier festgelegten Werten der zweiten Korrekturrechnung so gering, daß letztere als endgültig beibehalten werden kann.

In der Tat zeigen Ergebnisse von Versuchen, daß besonders das hintere Hauptkabel weit stärker beansprucht wird als das vordere im Gegensatz zur ersten und in Übereinstimmung mit der zweiten Korrekturrechnung.

Zu diesen Untersuchungen ist noch zweierlei zu bemerken: Zunächst fällt der bedeutende Anteil der auf Knickungsbiegung beanspruchten Holzstäbe auf, der, wie die Rechnung zeigt, nur noch von dem ebenfalls sehr großen Einfluß der Längenänderung einiger hochbeanspruchter Drahtseile (Hauptdiagonalen und Flügelinnenverspannung) übertroffen wird. Dagegen fällt der Anteil von gezogenen oder nur wenig gedrückten, aber gleichzeitig einer Biegung unterworfenen Holme sehr gering aus, so daß es für die erste Überschlagsrechnung in den meisten Fällen genügen dürfte, nur die genannten Druckstäbe und Kabel in Betracht zu ziehen.

Weiter soll noch auf die sehr geringe Schubfestigkeit der Holzstäbe aufmerksam gemacht werden, die eine nicht unerheblich größere Durchbiegung zur Folge hat, als sie nach der hier benützten Vianelloschen Formel herauskommt. Die Folge ist allemal ein noch stärkerer Einfluß der statisch unbestimmten Größen, also der überzähligen Stäbe.

Zusammenfassung.

Es wird gezeigt, daß bei der Untersuchung statisch unbestimmter Systeme mit auf Knickungsbiegung beanspruchten Stäben deren Durchbiegung von wesentlichem Einfluß auf den Gang der Rechnung ist. Berücksichtigung dieses Einflusses durch geeignete Zusätze bei den Stabkonstanten. Zahlen-Beispiel zur Berechnung eines 2fach statisch unbestimmten Systems.

Die Messung von Flugleistungen in England.[1]

Von E. Everling.

Schluß aus Heft 22/23, Seite 163.

VI. Ein anderes Verfahren zur Eichung der Staudruckmesser.

Es gibt aber Zeiten, wo niedrige Wolken oder andere Umstände die Geschwindigkeitsmessung mit den Dunkelkammern unmöglich machen; doch dürfen mit Rücksicht auf den Krieg die Abnahmeprüfungen keine Unterbrechung erfahren. Man muß sich dann mit Geschwindigkeitsmessungen nahe dem Erdboden begnügen, wenn man — was in England unter allen Umständen notwendig zu sein scheint! — die Staudruckmesser eichen will. Man fliegt hierbei ungefähr 3 m über dem Boden, und die Zeit für eine abgemessene Flugstrecke wird gestoppt nach folgendem Verfahren:

An jedem Ende der Meßstrecke befindet sich ein Beobachter. Wenn das Flugzeug den Anfang passiert, gibt der dort stehende Merker dem anderen ein Zeichen und setzt gleichzeitig seine Stoppuhr in Gang; der zweite betätigt die seine, sobald er das Signal hört; er sendet seinerseits ein Zeichen und hält seine Uhr an, wenn das Flugzeug seinen Posten, den Endpunkt der Flugstrecke, überschreitet; der erste stoppt, wenn er das Schlußsignal empfängt.

Durch diese doppelte Zeitmessung, meint der Vortragende, würde der Fehler infolge der »Reaktionszeit«, der persönlichen Gleichung der Beobachter, ausgeschaltet, da der zweite Merker seine Uhr später einrückt, der erste die seine später stoppt. Diese Verspätung rührt aber, wenigstens bei den hier verwendeten Schallsignalen, von der verhältnismäßig langsamen Ausbreitung akustischer Wellen her, die etwa für eine Meßstrecke von 3 km 9 s brauchen; dadurch würden also die Zeitmessungen der beiden Beobachter, wenn sie im übrigen richtig sind, um 18 s verschieden sein. Die Reaktionszeit jedes Beobachters fällt, wenigstens angenähert, schon bei einer einfachen Messung mit der Stoppuhr heraus, denn die Verzögerung am Anfang und am Ende der Meßzeit wird nahezu die gleiche sein und daher nicht in Erscheinung treten, weil es sich nur um Zeitdifferenzen handelt. Dagegen würde sich ein Unterschied in der Reaktionszeit auf Gesichts- und Gehörreize (nämlich Passieren des Flugzeugs und Wahrnehmung des Schallsignals) für jede einzelne Person streng genommen nur dann herausheben, wenn er für beide Beobachter gleich ist, und zwar in derselben Weise wie die Zeit, die der Schall braucht: wenn man nämlich aus den beiden Zeitmessungen das Mittel bildet, wie es auch Tizard vorschlägt.

Vier Flüge, je zwei hin und zurück, werden mit jeder Geschwindigkeit ausgeführt, und der Flieger oder sein Begleiter vermerken genau die mittlere Anzeige des Staudruckmessers im Flugzeuge. Gleichzeitig werden Luftdruck und Temperatur abgelesen, um die Luftdichte berechnen zu können. Die mittlere Stärke und Richtung des Windes werden während jedes Versuchs mit einem Anemometer für direkte Ablesung oder mit einem registrierenden Instrument bestimmt und die gemessene Geschwindigkeit wird wie bei dem oben beschriebenen Prüfungsverfahren (vgl. Figur 4) berichtigt, um die Eigengeschwindigkeit zu erhalten. Bei starkem Seitenwind ist der Steuerwinkel, den die Flugzeuglängsachse gegen die Kursrichtung, die Meßstrecke, bilden muß, beträchtlich, und das erschwert die Prüfung so sehr, daß sie im allgemeinen nur bei schwachem Wind, bis 4,5 m/s oder 16 km/h, zuverlässige Werte gibt[2]) und auch dann nicht, wenn ein solcher Wind quer zum Kurs geht.

Bei diesen Messungen ist eine Schwierigkeit und eine Quelle von Meßfehlern darin begründet, daß ein Flugzeug geraume Zeit braucht, um auf konstante Geschwindigkeit zu kommen, und deshalb an jedem Ende der Meßstrecke ein längeres Stück wagerecht fliegen muß, bevor es in die

[1]) Bearbeitet nach einem Vortrage: »Methods of measuring aircraft performances«, den Captain H. Tizard vom Royal Flying Corps am 7. März 1917 vor der Aeronautical Society of Great Britain hielt.

[2]) In Tabelle 5 befinden sich jedoch weit größere Windgeschwindigkeiten, freilich unter geringen Winkeln gegen die Flugbahn.



Prüfung eintritt. Auf dem Flugplatz, den der Vortragende im Auge hat, ist die eigentliche Bahn 1,6 km lang und an jedem Ende sind 800 m oder mehr frei, aber es ist fraglich, ob diese Strecke für schnelle Flugzeuge zur Erzielung einer konstanten Geschwindigkeit ausreicht.

Weiter ist der Führer eines Einsitzers im allgemeinen durch die Beobachtung des Erdbodens zu sehr in Anspruch genommen, um seinem Staudruckmesser mehr Aufmerksamkeit widmen zu können, als einige kurze Blicke während jedes Fluges. In diesem Falle wäre zweifellos ein registrierender Geschwindigkeitsmesser besser am Platze, »aber dann ergeben sich andere Schwierigkeiten«, die übrigens zum Schluß des Vortrages erörtert werden.

Hat man mit Dunkelkammern oder über der Meßstrecke die Fluggeschwindigkeit bestimmt und kennt man die Luftdichte in der Flughöhe, so ergibt sich die richtige Anzeige des Staudruckmessers durch Multiplikation der gemessenen Eigengeschwindigkeit mit der Quadratwurzel aus der Luftdichte — soll heißen: aus dem Verhältnis der beobachteten zur normalen Luftdichte. Der Vergleich dieses Wertes mit der Ablesung am Staudruckmesser selbst gibt dessen Berichtigung für die betreffende Geschwindigkeit und damit ist das Ziel, die Eichung des Staudruckmessers für die praktisch vorkommenden Geschwindigkeiten, erreicht.

Das ganze Verfahren wird verdeutlicht durch Tabelle 5, in der ein Teil der Ergebnisse einer »Dunkelkammerprüfung« zusammengestellt ist. Die »reduzierte Eigengeschwindigkeit« in der vorletzten Spalte ist aus der berechneten (5. Spalte) durch Multiplikation mit der Wurzel aus dem Luftdichteverhältnis gewonnen worden. Die Berichtigung in der letzten Spalte bezieht sich also in Wirklichkeit, wie es auch sein muß, auf den Staudruck, nicht auf die Geschwindigkeit.

Tabelle 5[1]). Beispiel für die Eichung eines Staudruckmessers.

Instrument Nr. ..... Flugzeug ..... Datum: 24. Dez. 1916.

Flug Nr.	Gemessene Bodengeschwindigkeit km/h	Gemessene Windgeschwindigkeit km/h	Gemessene Windrichtung gegen Bahn Grad	Berechnete Eigengeschwindigkeit km/h	Gemessene Höhe km	Gemessene Temperatur ° C.	Berechnetes Luftdichteverhältnis	Abgelesene Eigengeschwindigkeit km/h	Reduzierte Eigengeschwindigkeit km/h	Berichtigung km/h
1	95,1	49,9	161,5	143,5	1,55	— 1	0,879	128,7	134,5	+ 5,8
2	198,6	46,0	5,5	150,8	1,55	— 1	0,879	136,7	141,2	+ 4,5
3	99,8	52,0	168,5	150,9	1,54	— 1	0,881	136,7	141,7	+ 5,0
4	200,6	52,0	21,0	153,8	1,52	— 1	0,882	138,4	142,9	+ 4,5
									Mittel:	+ 4,9

VII. Ausführung der Geschwindigkeitsprüfungen.

Die Geschwindigkeitsprüfungen vollziehen sich also alles in allem wie folgt: Zuerst wird die Geschwindigkeit und die Motordrehzahl im wagerechten Fluge mit Vollgas gemessen, und zwar in der größten erreichbaren Höhe und von da abwärts in Stufen von etwa 600 m. Aus der Ablesung des Aneroidbarometers und der Temperatur in jeder Höhe wird die Luftdichte berechnet. Die Anzeige des Staudruckmessers muß dann zunächst wegen der vorhandenen Ungenauigkeiten berichtigt werden, indem man das bei der Eichung ermittelte Korrektionsglied (in unserem Falle, Tabelle 5, + 4,9 km/h) mit dem richtigen Vorzeichen hinzufügt. Der so ermittelte richtige Staudruckwert gibt aber die wahre Geschwindigkeit, wie wir sahen, nur bei der Normalluftdichte 1,221 kg/m³; er muß also zweitens noch durch die Wurzel aus dem Luftdichteverhältnis dividiert werden. Das Ergebnis ist, von Beobachtungsfehlern abgesehen, der richtige Wert der Fluggeschwindigkeit gegen die Luft, die vom Vortragenden durchweg als »air speed« bezeichnet wird.

[1]) In der 2., 3., 5., drittletzten, vorletzten und letzten Spalte der Tabelle 5 gibt das Original Meilen in der Stunde, die wir in km/h umgerechnet haben. Die Luftdichteverhältnisse wurden dagegen unverändert aus der dortigen Tabelle entnommen. Die kleine Ungenauigkeit bei der Berechnung der vorletzten Spalte aus den Werten der 5. Spalte und den Wurzeln der Luftdichteverhältnisse findet sich also schon dort. Wir hielten eine Berichtigung dieser Zahlen einerseits für unzulässig, anderseits für überflüssig.

Die erhaltenen Zahlenwerte werden nunmehr als Abszissen über den »Normalhöhen«, die im Jahresmittel der gleichzeitig beobachteten Luftdichte entsprechen, (als Ordinaten) aufgetragen (Fig. 5 u. 6); durch diese Punkte wird eine glatte Kurve hindurchgelegt und von ihr die Geschwindigkeiten für die Normalhöhen 3000, 6500, 10000, 13000 und 16500 Fuß, also für rund 1, 2, 3, 4 und 5 km Höhe, abgegriffen. Das ist das endgültige Prüfungsresultat. In die Kurvendarstellung (Fig. 5 u. 6) werden außer den Geschwindigkeiten auch die

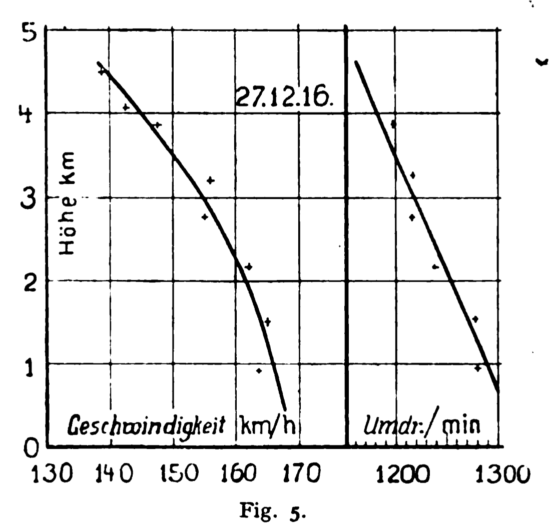


Fig. 5.
Geschwindigkeit und Drehzahl in Abhängigkeit von der Normalhöhe während einer Abnahmeprüfung. Durch die Meßpunkte (+ + +) sind ausgeglichene Kurven hindurchgelegt.

Motorumdrehungen in Abhängigkeit von der Normalhöhe eingezeichnet, weil, wie Tizard sagt, »diese Beobachtungen einen Prüfstein für die Zuverlässigkeit der Ergebnisse bilden; auch gibt das Verhältnis der Geschwindigkeit zur Drehzahl in verschiedenen Höhen wertvolle Aufschlüsse hinsichtlich des Verhaltens der Luftschraube«.

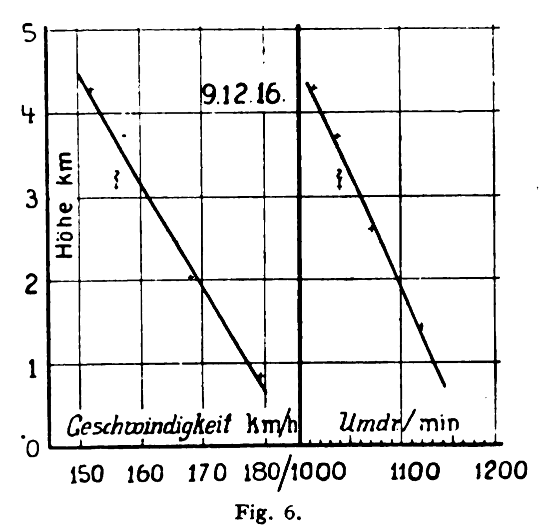


Fig. 6.
Geschwindigkeit und Drehzahl in Abhängigkeit von der Normalhöhe während einer anderen Abnahmeprüfung. Durch die Meßpunkte (+ + +) sind ausgeglichene Knrven hindurchgelegt.

In Tabelle 6 sind die vollständigen Ergebnisse einer solchen Geschwindigkeitsprüfung in verschiedenen Höhen zusammengestellt. Sie bezieht sich auf das gleiche Flugzeug wie Tabelle 5, die das Eichungsresultat für den Staudruckmesser wiedergibt (offenbar aber nicht die vollständige Eichung; denn in Tabelle 6 sind die Korrektionen bei Geschwindigkeiten über 129 km/h entsprechend Tabelle 5 mit 5 km/h eingesetzt, für die geringeren Geschwindigkeiten von 116 km/h abwärts jedoch mit mehr als 6 km/h). Fig. 5 zeigt die durch die berechneten Geschwindigkeitswerte hindurchgelegte glatte Kurve, aus der dann wiederum Tabelle 7 abgegriffen wurde. Fig. 6

gibt ein anderes Beispiel, bei dem die Streuung der beobachteten Werte sehr gering war, mit einer einzigen Ausnahme, bei etwa 3 km Höhe; die Störung ist vielleicht abwärts gerichteten Luftströmungen zuzuschreiben, die das Einhalten einer bestimmten Höhe nur bei gleichzeitiger Steigbewegung, also bei verminderter Geschwindigkeit — und Motordrehzahl — ermöglichten.

Tabelle 6. Beispiel für die Messung der Geschwindigkeit in verschiedenen Höhen.

Flugzeug: wie bei Tabelle 5. Datum: 27. Dez. 1910.

Abgelesene Höhe Fuß	Höhe km	Temperatur ° Fahr.	Temperatur ° Cels.	Berechnetes Luftdichteverhältnis	Entsprechende Normalhöhe km	Fluggeschwindigkeit km/h Beobachtet	Berichtigt nach Eichung	Berichtigt nach Luftdichte	Abgelesene Drehzahl in der min
3000	0,9	39	+ 3,9	0,935	0,88	153	158	163	1280
5000	1,5	35	+ 1,7	0,875	1,49	150	155	165	1280
7000	2,1	30	— 1,1	0,821	2,10	142	147	162	1240
9200	2,8	24	— 4,4	0,767	2,74	130	135	154	1220
10800	3,3	19	— 7,2	0,731	3,17	129	134	156	1220
12800	3,9	17	— 8,3	0,682	3,84	116	122	148	1200
13800	4,2	12	— 11,1	0,664	4,08	109	116	142	1180
15200	4,6	8	— 13,3	0,636	4,51	105	111	139	1160

Tabelle 7. Endgültige Ergebnisse aus den Kurven der Figur 5, nach Tabelle 6.

Normalhöhe Fuß	Normalhöhe km	Geschwindigkeit km/h	Drehzahl in der min
3000	0,91 = 1	166	1290
6500	1,98 = 2	162	1250
10000	3,05 = 3	155	1215
13000	3,96 = 4	152	1180
15000	4,57	138	1160

Zum Schluß berichtet der Vortragende, daß er in dieser kurzen Arbeit nur die wichtigsten Prüfungen der Flugleistungen habe auseinandersetzen können, und nur, soweit sie sich auf die Flugzeuge als solche beziehen. Für militärische Zwecke sei noch eine Reihe weiterer Prüfungen notwendig. Auch seien die beschriebenen Verfahren keineswegs endgültig; »die Flugzeugprüfung, wie alles, was mit Flugzeugen zusammenhängt, steckt erst in den Kinderschuhen«; mit der Zeit aber werden die Kenntnisse vermehrt, die Methoden und Instrumente verbessert werden. Gewisse Leute betonen vor allem die Notwendigkeit selbstregistrierender Instrumente. Obgleich durch deren Anwendung, besonders in Einsitzern, der Flieger bei der Prüfung wesentlich entlastet würde, ergeben sich doch, wenn man die Sache genauer betrachtet, manche Schwierigkeiten, vor allem der Umstand, daß heute alle Firmen, die solche Vorrichtungen entwickeln könnten, durch wichtige Kriegslieferungen in Anspruch genommen sind. Außerdem haben unmittelbare Augenablesungen den Vorzug, »daß die Ergebnisse da sind«, und daß keine Zeit durch ein eventuelles Aussetzen der Registrierinstrumente verloren geht. Indes sind diese Apparate zur Kontrolle der direkten Ablesungen wertvoll, und der Vortragende gedenkt vielleicht auch noch weitergehenden Gebrauch von ihnen zu machen. In jedem Falle aber hängt die Zuverlässigkeit der Messungen in erster Linie vom Flugzeugführer ab. Das kann nicht scharf genug betont werden. Auf den Flieger kommt es an, und wie jeder Experimentator bedarf er der Übung und der praktischen Erfahrung.

Die Prüfungsmethoden werden sich vielleicht noch ändern, ihre Grundzüge liegen aber jedenfalls fest, und man kann diese Untersuchungen nicht hoch genug bewerten. Modellversuche bedürfen bekanntlich mannigfacher Korrektionen, vor allem wegen des Maßstabes, der Reynoldsschen Zahl, und ihre Ergebnisse können irreführen. »Nur durch genaue Messungen mit Flugzeugen natürlicher Größe wird der stetige Fortschritt der Flugtechnik gesichert.«

VIII. Erörterung.

Die Diskussion zu dem Vortrage ist wegen der verschiedenen darin vorgebrachten Ansichten so beachtenswert, daß wir es uns nicht versagen können, im einzelnen über sie zu berichten, zumal manches auch auf unsere Verhältnisse Anwendung findet.

Zunächst stellt Captain Sharren von der Royal Aircraft Factory (R. A. F.) fest, daß die Königlichen Flugzeugwerke dieselben Prüfungsverfahren verwenden. Er hält ein Statoskop (vgl. Fig. 2 und Abschnitt IV) bei den Geschwindigkeitsprüfungen nicht für nötig, da nach seinen Erfahrungen ein guter Flugzeugführer auch nach dem Aneroidbarometer wagerecht fliegen kann. Dabei mag indes das Nachhinken des Instrumentes infolge elastischer Nachwirkung die Ablesegenauigkeit vermindern. Die R. A. F. verwendet daher ein Tropfenstatoskop von ähnlichem Muster wie Fig. 2, nur kleiner und leichter.

Sie benutzt auch das oben (Abschnitt III) beschriebene Variometer zur Messung der Steiggeschwindigkeit; aber Sharren ist erstaunt über die Bezeichnung des Instrumentes als »Raf-« oder »Marine«-Typ. Bei der R. A. F. wird es gewöhnlich »Copiometer« genannt, weil es »von einer Anwendung der Thermosflasche kopiert wurde, die nach seiner Meinung zuerst in Deutschland gemacht wurde, wo es einige Zeit für Ballonaufstiege Verwendung fand[1])«. Es war nicht ganz zuverlässig wegen des Einflusses von Beschleunigungen auf die Flüssigkeitssäule, die diese scheinbar leichter oder schwerer machen und dadurch, auch bei gleicher Druckdifferenz, ihre Länge verändern[2]).

Als geeignete Leute zur Ausführung von Versuchsflügen kämen in erster Linie solche in Betracht, die bereits aus anderen Wissensgebieten Übung im Experimentieren hätten.

Captain Grinstead meint, in Zukunft müßten auch andere Eigenschaften des Flugzeuges als, wie heutzutage, lediglich Fluggeschwindigkeit und Steigfähigkeit gemessen werden. Man benötige Instrumente zur Messung der Zeit, die ein Flugzeug braucht, um sich nach einer Störung wieder aufzurichten, oder um eine Wendung von einer bestimmten Anzahl Graden zu machen.

Major Filon betont die Notwendigkeit größter Genauigkeit, die nur erreicht werden könne durch Vereinheitlichung der Verfahren, denn nur so wären die verschiedenen Meßresultate vergleichbar. Die Prüfungsergebnisse sollten bei den Flugzeugbauern zirkulieren, denn ein geringer Unterschied in der Leistung zweier Flugzeuge könne zu wesentlichen Verbesserungen führen, und daher sei die Meßgenauigkeit so wichtig.

Er fragt, ob der Vortragende durch die Trägheit der Thermometer, die er zuweilen beträchtlich fand, Schwierigkeiten gehabt habe. Jedenfalls müsse die Temperatur unmittelbar gemessen werden, die sogenannten »Gesetze« der Temperaturverteilung seien unzuverlässig.

In der Beurteilung registrierender Instrumente stimme er mit dem Vortragenden überein; diese ließen sich noch wesentlich verbessern, und es sei von einem Flugzeugführer zuviel verlangt, wenn er während des Fliegens noch Höhe, Geschwindigkeit, Temperatur und Drehzahl ablesen solle.

Squadron Commander Busteed meint, die Prüfung ließe sich schneller durchführen, wenn man überhaupt auf die Instrumente verzichtete. Das Flugzeug muß herausgebracht werden, sobald das Wetter es erlaubt; aber wenn man Instrumente verwendet, ist gewöhnlich irgend etwas nicht in Ordnung, und die Gelegenheit wird verpaßt.

Leutnant A. R. Low ist ganz und gar nicht dieser Ansicht. Registrierende Instrumente seien notwendig. Jedes Flugzeug habe eine Schwingungsdauer von etwa einer Minute, und wenn der Beobachter während eines Teiles dieser Zeit alle Instrumente die Reihe herum abliest, stimmen

[1]) Gemeint ist das Bestelmeyersche Ballonvariometer. Vgl. Abschnitt III, Anmerkung 3, S. 155.

[2]) Auf diesen Umstand kann man den Bau eines Flüssigkeitsbeschleunigungsmessers begründen. Vgl. D.R.P. Nr. 278905, Klasse 42 o, Gruppe 13, vom 27. Februar 1914 der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof.

die einzelnen Werte, die zu ganz verschiedenen Zeiten der Periode gehören, nicht überein.

Im französichen Heere würden ausschließlich schreibende Instrumente verwendet, und die Aufzeichnungen lassen, auch bei geübten Flugzeugführern, starke Schwingungen erkennen.

Man erhielte ganz falsche Ergebnisse, wenn man nicht Ablesungen in den höchsten, tiefsten und mittleren Lagen während dieser Schwingungen mache.

Cooper führt aus, daß die am Variometer abzulesende Steiggeschwindigkeit fehlerhaft sei. Da der Druck in der Thermosflasche zum Ausgleich Zeit brauche, müsse die Anzeige des Instrumentes nachhinken und dadurch unzuverlässig sein. Dazu bemerken wir, daß auf dem langsameren Ausgleich des Druckes in der Thermosflasche ja gerade der Ausschlag und die Verwendbarkeit des Variometers beruht. Was das Nachhinken betrifft, so hat der Erfinder, Bestelmeyer[1]), durch eine theoretische Untersuchung mit experimenteller Betätigung gezeigt, daß bei gleichbleibender Steiggeschwindigkeit das Variometer, unabhängig vom äußeren Luftdruck, richtig anzeigt, daß es aber bei gleichmäßig beschleunigtem Steigen um einige Sekunden nachhinkt. Doch wird diese Verzögerung praktisch kaum in Erscheinung treten.

Cooper erwähnt auch den Fehler durch Beschleunigung der Flüssigkeitssäule. Er möchte gern wissen, ob sich beim Gebrauch des Instrumentes in etwa 15 m Höhe über dem Boden infolge des Nachhinkens irgendwelche Schwierigkeiten gezeigt haben.

Leutnant Millar schlägt vor, an Stelle der erfahrungsmäßigen Methode der Temperaturmessung unter Zugrundelegung einer »Normalatmosphäre« bei 15° C und 760 mm Quecksilbersäule lieber eine mathematische Formel zu verwenden, die sich auf die Annahme einer gleichmäßigen Temperaturabnahme von 0,5° für jede 100 m gründet. Der Fehler, den man dadurch begehe, werde in 6 km Höhe nur 120 m betragen, die Formel sei leicht zu behalten und mache die Aufnahme von Temperaturkurven überflüssig (?).

Jedenfalls solle man zur Vereinfachung der Rechnung die Luftdichte am Boden als Einheit wählen. Der Staudruckmesser würde bei der normalen Dichte geeicht und auf sie bezogen, man mache diese daher besser zur Einheit.

Den Ausdruck »air speed« für die Geschwindigkeit relativ zur Luft (vgl. Abschnitt VII, S. 183) bemängelt Millar. Es genüge, einfach »speed« zu sagen. Bei Schiffen rede doch auch kein Mensch von »water speed« im Gegensatz zu »ground speed«, obwohl man auch da wegen der Meeresströmungen zwischen der Geschwindigkeit gegen das Wasser und gegen den Erdboden unterscheiden müsse. Wir haben die beiden Größen oben als »Eigengeschwindigkeit« (gegen die Luft) und »Reisegeschwindigkeit« (über Grund) unterschieden; der Ausdruck »Fluggeschwindigkeit« erscheint uns nicht eindeutig und wird daher besser vermieden, wenn es, wie hier, auf die Unterscheidung ankommt.

Für den berichtigten endgültigen Wert der Geschwindigkeit und ebenso der Drehzahl (vgl. Tabelle 7) schlägt er die Bezeichnungen »aero speed« und »aero revolutions« vor.

Er bezweifelt ferner, ob man sagen dürfe, daß der Staudruck oder Anstellwinkel des besten Steigens für alle Höhen der gleiche sei. Das hänge doch von der Motorleistung ab, die in jeder Höhe verfügbar ist; daher sei der Staudruck des besten Steigens in irgendeiner Höhe größer oder geringer als am Boden (vgl. hierzu Anmerkung 1, Abschnitt III, S. 155 links). In der »Gipfelhöhe« des Flugzeuges gäbe es nur eine Geschwindigkeit, aber in geringeren Höhen machten 8 km/h Geschwindigkeitsunterschied nichts aus, so daß ein genaues Fliegen, worauf solcher Wert gelegt werde, gar nicht so nötig sei, da die Geschwindigkeitsmesser auf Grund einer Anzahl verschiedener Ablesungen geeicht werden könnten (?).

Bairstow drückt seine Überraschung aus, daß der Vortragende die Möglichkeit einer Übertragung von Modellversuchen auf die Flugzeuge natürlicher Größe angezweifelt habe.

Im Schlußwort führt Tizard unter anderem aus, daß das Nachhinken von Aneroidbarometern dank den Erschütterungen des Flugzeuges geringer sei, als man gemeinhin annehme, doch sei es bei einem Barographen noch kleiner.

[1]) A. Bestelmeyer, Physik. ZS **11**, S. 763, 1910.

Die Frage der Trägheit von Thermometern habe er untersucht, sie könne jedoch nur geringe Fehler verursachen, da die Temperaturänderung niemals mehr als 1° betrage

Dagegen zeige das Variometer in der Nähe des Erdbodens sicherlich falsch an, wegen der Böen; auch sei es ratsam, beim Aufstieg dem Instrumente Zeit zur Beruhigung zu lassen, indem man etwa alle 100 m ungefähr ½ min lang wagerecht flöge. Dadurch wird freilich die praktische Verwendbarkeit des Variometers für unsere Begriffe äußerst fragwürdig.

Das Nieuport-Jagdflugzeug.

(Avion de chasse Nieuport, Type 17.)

Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin u. 's-Gravenhage.

(Hierzu Tafel XIII.)

(Fortsetzung aus Heft 11/12 und 19/20.)

Konstruktion der Tragdecks.

Das obere Flügelpaar stößt mit den beiden inneren Spieren aneinander. Die Verbindung geschieht mittels der auf den Holmen sitzenden Kupplungsbeschlägen (I und V). Die beiden Hinterholmenden ruhen auf einem Λ-förmig gestalteten Bock, der sich bei Spant V über den Rumpf erhebt, während die beiden Vorderholme von einem Strebenpaar getragen werden, das unmittelbar hinter der Stirnplatte des Rumpfes emporragt, wobei die gegen die Rückseite der Vorderholme befestigten kastenförmigen Beschläge (II) über die freien Kopfenden der Streben gestülpt werden.

Die unteren Flügel werden in der bereits besprochenen und in der in Fig. 2 veranschaulichten Weise am unteren Rumpfknotenpunkt des Spantes V befestigt.

Da die Profiltiefe der unteren Tragdecks nur etwa 3/5 der Tiefe der oberen Flügel beträgt und der vor dem Holm sich erstreckende Teil des unteren Flügels wiederum noch nicht ⅓ der gesamten Flügeltiefe ausmacht, ergibt sich eine starke Staffelung der Tragdecks (685 mm). Der Abstand zwischen den Flügeln beträgt 1075 mm, von Oberkante Holm des unteren Flügels bis Unterkante Hinterholm des oberen Flügels gerechnet, die Pfeilstellung 3° (bei einigen Flugzeugen des gleichen Typs 4°). Die Aufrichtung der Flügel beträgt bei dem von mir vermessenen Flugzeug 3° für die unteren, 1½° für die oberen Tragdecks.

Die Anstellwinkel variieren begreiflicherweise. Bei einer Maschine mit guten Flugeigenschaften betrug der Anstellwinkel des unteren Tragdecks am Rumpf gemessen 3°, an den Flügelenden 2°. Bei dem oberen Flügel wies die Spiere III einen Anstellwinkel von 4°, auf die Spiere VII einen solchen von 2°, abnehmend auf 1° für die Spiere XI.

Von den Verspannungskabeln abgesehen, erfolgt die Absteifung der beiden Flügel außen nur durch einen Stiel. Dieser besitzt V-förmige Gestalt. Die beiden mittels Feder und Nut zusammengefügten Schenkel des Stieles, von denen der hintere (kürzere) senkrecht steht, stecken unten in einem gemeinschaftlichen, aus Stahlblech gefertigten Schuh, an dem ein kräftiger Flansch angeschweißt ist.

Auf dem unteren Tragdeckholm sind vier Paßstücke aus Hartholz (Birnbaum) aufgeschraubt und zwar derartig, daß sich an der betreffenden Stelle ein kreisrunder Holmquerschnitt ergibt. Ein zweiteiliges Stahlgußlager umfaßt jene Hartholzpackung und hiermit den Holm. Die beiden Verbindungsbolzen der Lagerschalen fassen gleichzeitig den Flansch des Stielschuhes, der sich in seiner Form der oberen Lagerschale anschmiegt.

Die vorn und hinten an den beiden Lagerschalen vorgesehenen Ohren sind dem Verlauf der Verspannungskabel entsprechend schräg abgestochen. Die Verbindungsbolzen fassen zwischen den Schalen gleichzeitig das eine Auge der Spannschloßschraube, das gleichfalls der Neigung gemäß schräg gebohrt ist. Die Lagerschalen sind auf der Innenseite mit eingedrehten scharfkantigen Rillen versehen, womit sich die Schalen nach Anziehen der Bolzenmuttern fest in die Hart-

holzpackung eindrücken und eine unverrückbare Verbindung zwischen Tragdeckholm und Stiel ergeben. Nach Lockern der Muttern läßt sich der Holm und hiermit das ganze Tragdeck bei gleichzeitiger Lockerung des Querrohres des Spantes V beliebig drehen bzw. einstellen. Wird nur die Holm-Stiel-Verbindung gelockert, während die Verbindung des Holmes mit dem Rumpf bzw. das Querrohr fest angezogen bleibt, so läßt sich das ganze Tragdeck um seinen Holm in einfacher Weise leicht verwinden, womit die Einstellung des Flügelendes unter einem geringeren Winkel möglich ist, als ihn der dem Rumpf zugekehrte Teil aufweist.

Zwecks Erzielung einer möglichst wirbelfreien Luftdurchdringung und Vermeidung des Zutritts von Regenwasser wird nach erfolgter Montage die Stielverbindung auf der oberen Tragdeckseite mittels einer zweiteiligen Kappe aus Aluminiumblech verdeckt. Die Sicherung der beiden Teile erfolgt durch eine Stahldrahtfeder, deren zugespitzte Enden durch entsprechend vorgesehene Löcher in der Aluminiumbekleidung und dem Stielschuh einschnappen.

Auf der unteren Seite des Tragdecks deckt eine aus Aluminiumblech gedrückte Schale die Verbindungsstelle zu. Die Befestigung geschieht durch eine kleine Schraube mit Sechskantkopf, die sich in der unteren Lagerschale einschraubt. Die beiden Perspektiv-Federzeichnungen (Figur 4 und 5) mögen die gegebene Beschreibung noch näher erläutern. Die Verbindung der oberen Stielenden mit den beiden Holmen des oberen Tragdecks wird in einem der nächsten Hefte an Hand einer Tafel der Tragdeckdetails besprochen und durch Skizzen veranschaulicht werden.

Das obere Tragdeck.

Der Vorderholm liegt auffallend nahe hinter der eintretenden Kante, wodurch sich, dem oben stark gewölbten Profil des Flügels entsprechend, die starke Abschrägung der Holmoberkante ergibt. Das Profil des Holmes bleibt, von der Zuspitzung des äußersten Endes abgesehen, über die ganze Länge das gleiche.

Für den Hinterholm dagegen gilt dies nur für die vordere Hälfte. Die hintere Hälfte dieses Holms verstärkt sich im Profil auf der oberen und unteren Seite um 4 mm, und zwar gilt dies für den Teil außerhalb der Spiere VII. Auf diese Weise wird einerseits ein glattes Abschließen der 4 mm starken Ober- und Untergurte der Spieren VIII bis inkl. XI, die nur bis zu der erhöhten Holmkante laufen, erzielt, anderseits ein glatter Übergang und Raum für die Lagerung der Verwindungsflosse geschaffen.

Die Holme des oberen Tragdecks sind wie der Holm des unteren Flügels als Kastenholme ausgebildet. Jeder Holm besteht aus zwei durch Feder und Nut zusammengefügte Hälften. Die Verbindung geschieht mittels Kasein-Kaltleim. Die Holme sind innen ausgefräst, nur an den Stellen, wo die Bolzen für die Diagonalverspannung sitzen und an den beiden Enden, bleibt volles Holz stehen.

Dort, wo die Beschläge (IV und VI) zur Befestigung des Tragdeckstieles um die Holme greifen, wird in dem durch die Ausfräsung entstandenen Hohlraum ein genau passendes Futter eingesetzt.

Diese Futter, die, wie gesagt, den Hohlraum genau ausfüllen, bestehen aus Sprucestäben von rechteckigem Querschnitt, auf denen vorn und hinten 7 mm starke Backenleisten aus Esche aufgeleimt sind.

Die so entstehenden Paßstücke sind mit der Bandsäge nach innen zu schräg aufgesägt. Es wird auf diese Weise ein allmählicher Übergang des vollen zum hohlen Holmquerschnitt erzielt, der die freien Schwingungen des Holmes nicht be-

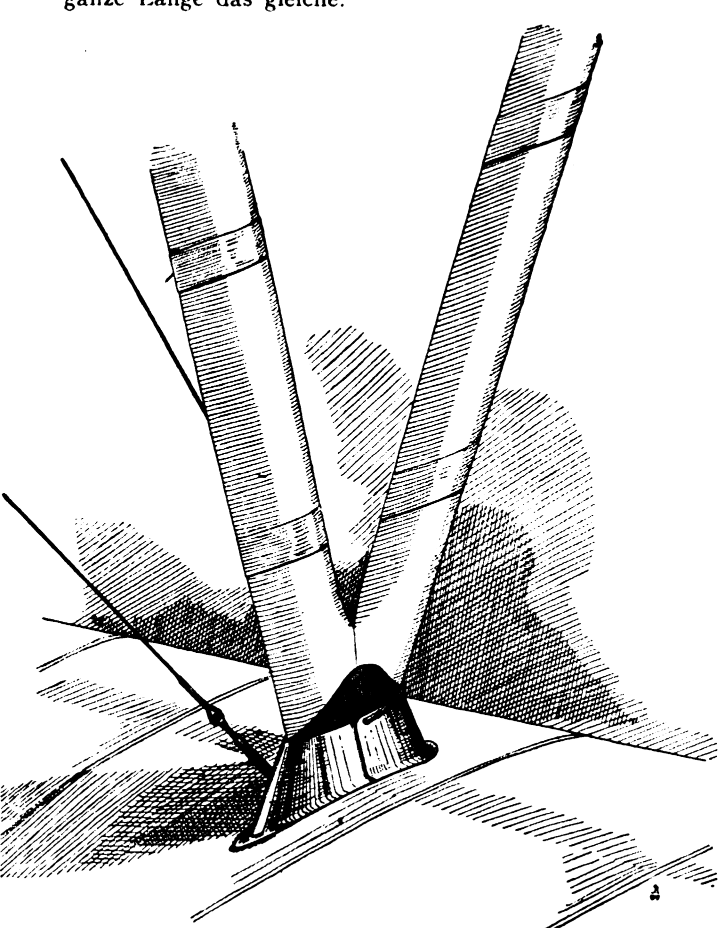


Fig. 4. Verbindung des V-förmigen Tragdeckstieles mit dem unteren Flügel.

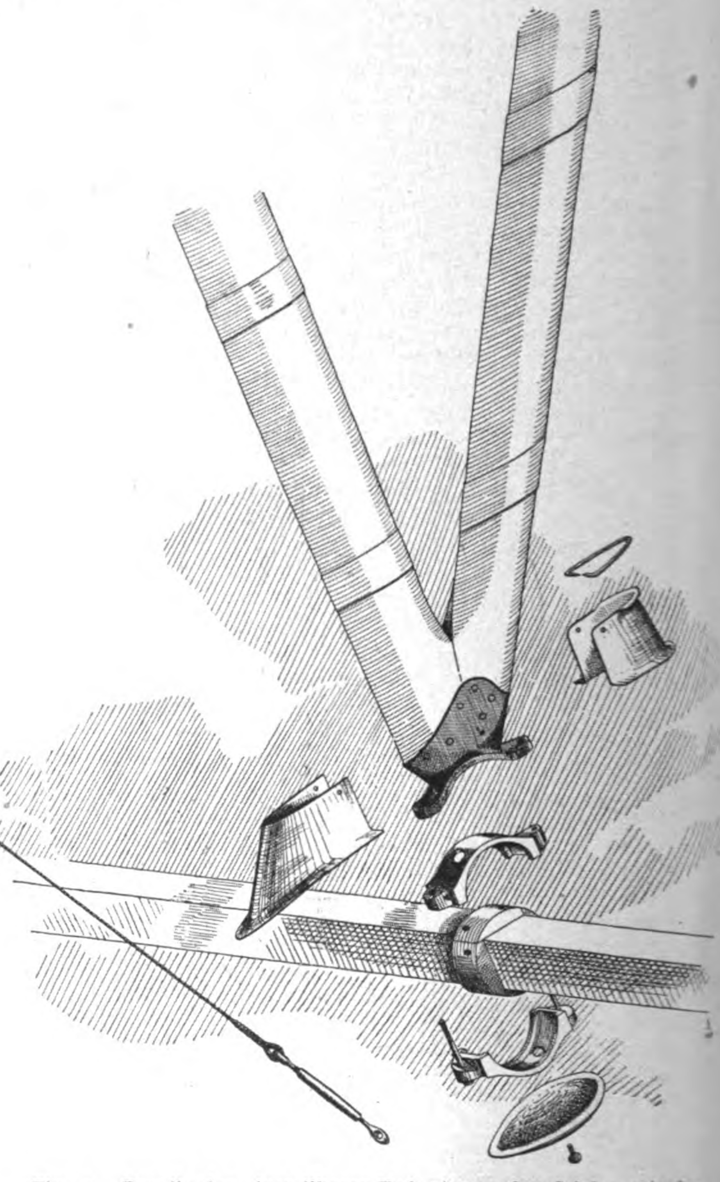


Fig. 5. Details der einstellbaren Befestigung des Stieles mit dem Holm des unteren Flügels.



hindert, wodurch die Gefahr des Bruches, die bei zu starren Versteifungen auftreten kann, vermieden wird. Die schräge Einsägung geht in einen gradlinigen, 30 mm langen, 3 mm breiten Einschnitt über. Diese gradlinigen Einschnitte dienen zur Aufnahme der vertikalen Sperrholzstege, die durch die Mitte der Holme hindurchlaufen. Wo diese Stege aus mehreren Teilen zusammengesetzt sind, werden die Stoßfugen zweckdienlich nicht in die Hohlräume der Holme, sondern in den Stellen, wo volles Holz stehen bleibt, gelegt.

Die Federn und Nute in den Holmhälften gehen an den Rumpfenden glatt durch, an den Holmaußenenden dagegen reichen sie nur soweit die Sperrholzstege gehen. Die Holzflächen werden vor dem Verleimen mittels eines Kratzeisens leicht gerauht, was der besseren Verbindung der Leimfugen zugute kommt.

Zu der Konstruktion der Spieren ist zu bemerken, daß die Stege der einfachen Spieren sowohl des oberen wie des unteren Flügels 1 mm tief in die Ober- und Untergurte eingelassen sind. Die Verbindung der Gurte mit den Stegen erfolgt nur durch 1 mm starke Stahlstifte und nicht durch Verleimung. Die Gurte der Spieren I, II, VII, IX des oberen Tragdecks sowie der Spiere I des unteren Flügels sitzen flach auf den Flanken auf. Sämtliche Spierengurte sind aus Esche hergestellt mit Ausnahme der Gurte der Spiere IV des oberen Flügels, für die Spruce genommen ist. Diese Gurte sind zwischen den beiden Holmen 12 mm, die beiden über die Holme greifenden Enden dagegen nur 4 mm stark. Die Flanken dieser Spiere bestehen aus 3,5 mm Gabunsperrholz. Dieselben erhalten keine Aussparungen, nur an den Stellen, wo die Verspannungsdrähte durchgehen, sind Löcher von 30 mm Durchmesser vorgesehen. Die Flanken der Kastenspieren VII und IX erhalten je drei Aussparungen, wie die Stege der einfachen Spieren. Bei der Spiere II (oberes Deck) fällt in der äußeren Flanke die hinterste Aussparung fort, dafür weist das dort gegen die Flanke sitzende keilförmige Brettchen eine Aussparung auf.

Die eigenartige Gestaltung der Spiere I des oberen Flügels hängt mit dem Einbau des früher bei diesem Typ vielfach gebrauchten automatischen Lewisgewehres zusammen. Durch das nach außen Verspringen des hinteren Stegteiles entsteht beim Zusammenstoßen der beiden Flügel eine Öffnung, die Raum für den zusammenklappbaren Bock des oben auf den oberen Flügeln montierten Gewehres bietet. Erst später wurde das automatische Lewisgewehr durch das unmittelbar auf dem Rumpf angebrachte Vickers-M.-G. ersetzt. Auf die Bewaffnung wird später noch näher eingegangen werden.

Die Befestigung der Gurte auf den Holmen sowie auf der vorderen und hinteren Leiste geschieht durch kleine Flachkopf-Messingschrauben. Die Schrauben sind oben und unten gegeneinander versetzt.

Die Verbindungsstellen der Gurte mit den Leisten werden durch Leinwandstreifen überklebt. Dasselbe gilt für die übrigen Verbindungsstellen. Auf der Zeichnung sind dieselben durch Schraffierung kenntlich gemacht.

Zwischen der Vorderleiste und dem Vorderholm des oberen Flügels sitzt bei sämtlichen Spieren nur ein einfacher, 5 mm starker Steg. Zwischen den Spieren der beiden Flügel sind noch sog. falsche Spieren aus 0,85 mm starkem Aluminiumblech angebracht. Diese Spieren besitzen ⊓-förmigen Querschnitt. Sie sitzen nur auf der oberen Seite der Tragdecks und sollen ein Einbeulen der Stoffbespannung zwischen den Spieren verhüten. Da die Oberkante dieser falschen Spieren genau der Oberkante des Flügelprofils folgt, sind die auf die Holme genagelten hinteren Enden dieser falschen Spieren mit kleinen Leistchen aus Hartholz unterlegt. Diese Leistchen schließen vorne genau mit Holmvorderkante ab, sie sind hier 4 mm stark. Auf dem Vorderholm des oberen Flügels sind diese Leistchen hinten scharf abgeflacht. Sie schneiden hier, wie auch die falschen Spieren, mit der Hinterkante des Holmes glatt ab. Das hintere Ende der falschen Spieren ist hier messerscharf abgefeilt.

Beim unteren Flügel ragen die falschen Spieren und Holzleistchen noch ein Stück über Holmhinterkante hinaus.

Die Spiere I des unteren Flügels ist so gestaltet, daß sie sich der Wölbung des Flugzeugrumpfes genau anschließt.

Die Verwindungsklappe wird beim Nieuport-Jäger durch eine Welle und ein System von Hebeln und Zug- bzw. Druckstangen betätigt.

Die Welle besteht aus einem Duraluminrohr, das hinter dem Hinterholm entlangläuft. Diese Welle ist dreifach gelagert, und zwar in zwei Hartholzlagern bei den Spieren IX und XI und in dem hintersten Teil des Steges der Spiere II, der aus Ahorn und 10 mm stark ist. Durch die Stege der Spieren III bis VII geht die 30 mm äußeren Durchmesser besitzende Welle also frei hindurch. Zu diesem Zwecke sind Löcher von 35 mm Durchmesser in den Stegen vorgesehen. Die Stege erhalten an dieser Stelle außen Plättchen aus 3 mm Sperrholz aufgenagelt.

Auf die Befestigung der Spieren der Verwindungsklappe mit der Welle komme ich noch näher zurück.

Die Verwindungsklappe erhält vorne eine Abschlußleiste aus Spruce, die das Duraluminrohr zur Hälfte umgibt. Die Leiste ist hinten auf Wellendurchmesser ausgefräst. Diese Ausfräsung erweitert sich an den Stellen, wo die Verbindungsmuffen der Spieren sitzen.

An der Stelle, an der auf dem hinteren Holm der Stielbeschlag sitzt, ist die Leiste auf der vorderen Seite schräg ausgestochen, damit die Klappe an dieser Stelle an den den Beschlag sichernden Keil sowie an den hinten auf dem Beschlag hervorstehenden Bolzen nebst Mutter frei vorüberdrehen kann. Am äußeren Bolzen der Diagonalverspannung wird die Leiste gleichfalls wegen der dort sitzenden Mutter etwas ausgestochen.

Im äußeren Ende der Welle ist ein Hartholzpflock getrieben. Der aus dem Rohr vorstehende Teil dieses Pflockes wird, wie das äußere Ende der Abschlußleiste, abgeschrägt und mit dem Bügel der Klappe durch Zapfen und Nut verbunden. Von außen wird in dieser Verbindungsstelle noch eine 5 mm starke Holzschraube eingeschraubt.

Um ein leichtes Funktionieren der Verwindungsklappe zu erzielen und um zu vermeiden, daß die innere ⊐-förmige Spiere gegen die Außenseite der Spiere VII scheuert, ist auf letztere ein 7 mm starkes Plättchen aus Birnbaumholz aufgenietet. Zwecks besseren Halts für die Niete ist dazu auf der Innenseite des Steges der Spiere VII ein 4 mm starkes Plättchen aus Gabunsperrholz (dreifach) angebracht. Als Niete werden 2 mm starke Kupferstifte verwandt, die vor dem Vernieten kleine kupferne Unterlagenscheiben (7 mm Durchmesser, 0,6 mm stark) erhalten. Das äußere Birnbaumplättchen schneidet oben und unten mit den Gurten der Spiere VII glatt ab.

Der auf dem inneren Ende der Welle montierte Hebel greift um den Hinterholm herum. Die Welle (VIII) erhält an dieser Stelle eine Stahlrohrmuffe aufgesetzt. Die Befestigung des Hebels erfolgt mittels eines konischen, mit Gewinde und Mutter versehenen Stiftes.

Die auf den beiden Holmen montierten Beschläge I und V sind auf Blechstärke in dem Holz eingelassen. Neben den Bolzen geschieht die Verbindung mit dem Holm durch 4 mm Stahlnieten.

Die Stielbeschläge werden wegen den hier angreifenden Verspannungskabeln durch auf Vorder- und Hinterseite der Holme aufgeleimte (und genagelte) keilförmige Brettchen gegen Zug (Verschiebung) gesichert. Zu diesem Zweck besitzen die Beschläge Kragen, mit denen sie gegen jene Keile anliegen.

Die Spieren des oberen Flügels werden durch ein kräftiges Leinenband, das abwechselnd ober- und unterhalb der Spieren verläuft, in ihrer Lage gesichert, indem das straff gezogene Band mittels kleiner Blaupinnen auf den Spieren festgenagelt wird.

Unteres Tragdeck.

Zur Konstruktion des unteren Tragdecks sei noch folgendes bemerkt: An der Verbindungsstelle des Stieles mit dem Tragdeckholm sind auf letzterem oben und unten Platten aus 3,5 mm starkem Gabunsperrholz aufgeschraubt, die als Auflage für die Aluminiumblech-Verkleidung des Stielschuhes dienen. Diese Platten erhalten Ausschnitte, die mit der äußeren Kontur der zweiteiligen Stahlgußmuffe übereinstimmen, die an dieser Stelle um den Holm faßt und von der bereits die Rede war. Die Sperrholzplatten sind dem Flügelprofil ent-



sprechend gewölbt. In der oberen Platte sind weiter zwei kreisrunde Löcher angebracht, über denen auf der oberen Seite der Platte zwei Gummischeiben geklebt werden. Nach Bespannung des Flügels werden diese Löcher, die von dem Bespannungsstoff nicht zugedeckt werden, von flachen Messingringen (äußerer Durchmesser 55 mm, Lochdurchmesser 39 mm), die oben auf die Bespannung gelegt werden, eingefaßt. Die Ringe werden mittels acht kleiner Messingstifte auf den Platten aufgenagelt, die unteren Enden umgeschlagen. — In den Gummischeiben sind nun kleine Löcher gemacht, durch welche die hier aus dem Flügel hervorragenden Spannschlösser der an dieser Stelle an dem Holm angreifenden Verspannungskabel hindurchgehen. Auf diese Weise wird eine wasserdichte Abschließung dieser Stellen erzielt.

Wie aus der Tafel ersichtlich, wird das obere Tragdeck durch 2 und 3 mm starke Stahldrähte in sich verspannt. Die vorderen Verspannungsbolzen sitzen auf Mitte Hinterseite des Vorderholmes, die hinteren Bolzen dagegen auf 25 mm von der oberen Vorderkante des Hinterholmes, damit die Drähte innerhalb des Flügelprofils bleiben.

Die Augenbolzen erhalten 3,5 mm starke Unterlagscheiben, die wo nötig etwas befeilt werden, damit sie mit ihrem Rand nicht über den Holm hervorstehen.

Der äußere Abschlußbügel (Esche) des oberen Flügels wird von zwei 8 mm starken Pappelbrettchen abgesteift. Sie stützen sich in den äußeren Ecken der Spiere XI sowie gegen eine kleine Leiste, die auf der inneren Seite des Abschlußbügels genagelt ist.

Der Abschlußbügel des oberen Flügels folgt der Mittellinie des Tragdeckprofils. Sein Querschnitt geht nach vorne allmählich in den der vorderen Flügelleiste über.

Der Abschlußbügel des unteren Flügels dagegen folgt der Profiloberkante. Die außerhalb der äußeren Spiere der beiden Flügel reichenden Holmenden sind dem Verlauf dieser Bügel entsprechend abgeschrägt.

Um ein bequemeres Ein- und Aussteigen des Führers zu gestatten, gehen die Spieren I und II des oberen Flügels nicht bis hinten durch. Der Abschluß wird hier durch einen Bügel aus Eschenholz hergestellt, der zwecks Gewichtsersparnis Aushöhlungen aufweist.

Die Stoffbespannung der beiden Flügel erfolgt in der üblichen Weise. Zur Befestigung an den äußeren Konturen der Tragdecks werden kleine prismatisch gestaltete Blaupinnen mit flachem Kopf, sog. Tapeziererstifte, verwandt (Länge 6, Kopfdurchmesser 3,5 mm). Die hierbei durch die Überlappung der oberen und unteren Stoffbekleidung entstehenden Ränder werden in ähnlicher Weise wie bei der Steuer- und Dämpfungsflosse mit einem breiten, an den Rändern gezackten Stoffstreifen überklebt.

Die Bespannung wird weiter gegen die Ober- und Untergurten der Tragdeckspieren genagelt. Hier wird eine kräftige, 6 mm breite Leinwandlitze untergelegt, auf deren Mitte die Stifte zu sitzen kommen. Hierfür werden nur 1 mm starke Messingstifte (Länge 12 mm) verwandt.

Die Öffnung bei dem Hebel VIII der Verwindungsklappe, die selbstverständlich freibleibt, wird ebenfalls oben und unten mit Litze eingefaßt.

Das Feld zwischen der Spiere I und II des oberen Flügels wird, um dem Führer einen freieren Blick nach oben zu ermöglichen, nicht mit Stoff, sondern oben und unten mit einer 0,5 mm starken Cellonplatte zugedeckt, und zwar reicht das Cellon vorne bis auf Mitte des Vorderholms. Um eine glatte Wölbung des weniger schmiegsamen Cellons zu erzielen und Einbeulungen zu verhindern, sind hier zwischen den Spieren zwei kleine Querstege (*A* und *B*) eingefügt. Die Verbindung dieser Stege mit der Spiere II erfolgt oben und unten durch kleine Streifen Duralumin und vier Messingschräubchen. Das Cellon wird oben und unten auf diesen Querstegen unter Auflegung von Litze ebenfalls mit Messingstiften befestigt. Der Raum zwischen Vorderholm und eintretende Kante wird mit einem 0,5 mm starken Duraluminblech bekleidet, das in einem Stück vorne um die Vorderleiste gebogen wird.

Hinten sind nahe der austretenden Kante der Tragdecks (50 mm vom hinteren Rande entfernt) und auf 25 mm Entfernung von der Außenseite jeder Spiere kleine Schuhösen in der Bespannung angebracht.

Außerhalb der Spiere VII des oberen Flügels reicht die Stoffbespannung oben und unten über die hintere Seite des Hinterholmes hinaus. Die Bespannung ist hier doppelt genommen. Die 33 mm über den Hinterholm hervorstehenden 20 Blattfedern (je 10 oben und unten) sind in den Stoff eingenäht, das freie Ende der Federn überdies noch eingesteppt. Zwischen den Federn verläuft die hintere Stoffkante in leichtem Bogen. Die Verwindungsklappe sitzt zwischen diesen beiden durch die Federn elastisch gestalteten Überlappungen. Es wird auf diese Weise ein einwandfreier Übergang der an Tragdeck und Verwindungsklappe entlangströmenden Luft erzielt.

Die fertig bespannten Flügel sind wie die Rumpfbekleidung, Steuer- und Dampfungsflossen mit Cellonlack bespritzt, dem Aluminiumfarbe zugesetzt ist.

Einzelheiten werden an Hand der nächsten Tafel (Tragdeckdetails) besprochen werden.

(Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

42k, 12. S. 42668. **Signal-Gesellschaft m. b. H.**, Kiel. Abdämpfung der plötzlichen Drucksteigerungen in Druckmessern. A. 4. 7. 14. E. 26. 1. 18.

42o, 13. M. 61094. **Wilhelm Morell**, Leipzig, Apelstr. 4. Venturirohr für Geschwindigkeitsmessungen von Gasen. A. 26. 3. 17. E. 26. 1. 18.

42e, 20. M. 56587. **Hans Mairich**, Gotha. Meßvorrichtung für Brennstoffe, besonders für Explosionskraftmaschinen. A. 17. 6. 14. E. 29. 1. 18.

46b, 13. S. 43702. **Gebrüder Sulzer, Akt.-Ges.**, Winterthur, Schweiz; Vertr.: A. du Bois-Reymond, Max Wagner u. G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW 11. Vorrichtung zur Regelung von Verbrennungskraftmaschinen auf Fahrzeugen. A. 23. 3. 15. E. 6. 2. 18.

46c, 20. M. 60273. **Alfred Meister**, Berlin-Schöneberg, Rubensstraße 35. Kühler, insbesondere für Flugzeugmotoren. A. 22. 9. 16. E. 13. 2. 18.

77h, 5. B. 82228. **Albrecht Baum**, Wiesbaden, Wilhelminenstraße 4. Flugzeug. A. 15. 8. 16. E. 3. 2. 18.

77h, 9. B. 77529. **Ernst Bielefeld**, Wilhelmshaven. Wasserflugzeug mit über dem Hinterteil des Bootes gelagerten Propeller. A. 23. 5. 14. E. 13. 2. 18.

77h, 15. L. 42656. **Walter Lentz**, Bremen, Baumstr. 52. Fallgeschoß für Luftfahrzeuge. A. 19. 10. 14. E. 13. 2. 18.

77h, 5. B. 74544. **Bernard de Beer**, Amsterdam. Vertr.: R. Specht, Pat.-Anw., Hamburg I. Flugzeug, bei dem die Tragflächen gemeinsam mit dem Höhensteuer verstellt werden können. A 3. 11. 13. Frankreich A. 11. 11. 12. E. 6. 2. 18.

77h, 15. K. 61263. **Johs. Klee**, Hamburg, Kaiser-Wilhelmstraße 67. Bombenabwurfvorrichtung. A. 4. 10. 15. E. 24. 1. 18.

77h, 5. W. 48283. **Alfred Woide**, Berlin-Baumschulenweg, Baumschulenstr. 32. Feststellvorrichtung für Flugzeugsteuerungen. A. 17. 8. 16. E. 26. 1. 18.

77h, 5. W. 49374. **Karl Willems**, Saaralben, Lothr. Gleichgewichtsregler für Flugzeuge. A. 7. 6. 17. E. 26. 1. 18.

Patenterteilungen.

42c, 36. 303200. **Fa. C. Plath**, Hamburg. Peilvorrichtung für Peilscheiben, Peilkompasse usw. 28. 3. 16. P. 34706.

42h, 10. 303030. **Hartmann & Braun, Akt.-Ges.**, Frankfurt a. M. Kopfhalter für Fernrohre, Zielvorrichtungen und Lupen. 27. 1. 17. H. 71636.

42k, 29. 303049. **Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft**, Berlin. Prüfstand für Zahnradgetriebe. 24. 4. 17. A. 29267.

42k, 7. 303401. **Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H.**, Friedrichshafen a. B. Insbesondere für Drähte und Seile bestimmter Zugspannungsmesser. 20. 1. 17. L. 44937.

46b, 11. 302998. **Daimler-Motorengellschaft**, Stuttgart-Untertürkheim. Stellzeug zur Regelung eines aus mehreren Einzelmotoren bzw. Motorgruppen bestehenden Antriebes. 10. 2. 15. D. 31572.

46b, 2. 303068. **Fritz Gockerell**, Klemensstr. 4, und **Michael Lochner**, Germaniastr. 4, München. Ringschiebersteuerung für Explosionskraftmaschinen mit kreisenden Zylindern. 17. 6. 14. G. 41932.

46c, 6. 303404. **Kurt Lissau**, Hohen-Neuendorf a. d. Nordbahn. Zweidüsenvergaser. 19. 3. 14. L. 41695.

46d, 11. 302978. Friedrich Kuers, Berlin-Tegel, Egellsstr. 63. Kühlvorrichtung für heißes Kühlwasser von Verbrennungskraftmaschinen. 23. 2. 17. K. 63736.

77h. 671977. Robert Maaßen, Aachen, Paulusstr. 17. Zwischen zwei Ballons gespanntes Drahtnetz zur Abwehr feindlicher Flieger. 7. 8. 17. M. 57391.

77h, 5. 303117. Othmar Marxer, Attenhausen, Post Krumbach, Schwaben. Flugzeug mit am Hinterrade der Tragfläche angeordneten, quer zur Längsachse von außen nach innen geneigten Teilflächen. 3. 12. 13. M. 54450.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Brochüren etc.:

Uhlands Ingenieur-Kalender 1918, 44. Jahrg., bearbeitet von F. Wilke, Ingenieur in Leipzig. Verlag Alfred Kröner, Leipzig. In zwei Teilen: I. Taschenbuch, IV und 208 Seiten nebst Kalender und Notizblättern. II. Für den Konstruktionstisch, IV und 440 Seiten. Kl. 8°. Preis in Leinenband M. 4.

Das neue Jahrbuch des bekannten Ingenieur-Kalenders (vgl. diese Zeitschrift 1916, Heft 21/22, Seite 158 und 1915, Heft 23/24, Seite 188) ist zwar der Seitenzahl nach vermindert, aber sachlich an vielen Stellen umgearbeitet und ergänzt worden, vor allem in den Tabellen des reichhaltigen Taschenbuches. E.

Störungen an Betriebsmaschinen mit besonderer Rücksichtnahme auf die Behandlung derselben für Industrielle, Werkmeister, Monteure, Maschinenführer, Heizer u. dgl. Von Ludwig Hammel, Zivil-Ingenieur. Oktav 125 S. mit 69 Abbildungen. Akademisch-Technischer Verlag Johann Hammel, Frankfurt a. M.-West. Preis in Leinwand geb. M. 4.

Das vorliegende Buch ist für in der Praxis stehende Fachleute, wie Maschinenmeister, Monteure, Heizer u. dgl. geschrieben und befaßt sich in der Hauptsache mit Störungen und Ausbesserungen an Betriebsmaschinen und Apparaten, wie Dampfkesseln, Dampfmaschinen, Verbrennungskraftmaschinen, Kompressoren, Pumpen usw.

Mit Rücksicht auf die den betr. Störungen vielfach vorausgehenden unsachgemäßen Behandlungen hat der Verfasser bei der Bearbeitung auf die richtige Behandlung und Wartung der Maschinen hingewiesen. Ebenso wie sich Störungen erkennen und durch geeignete Eingriffe rechtzeitig beschränken bzw. vermeiden lassen. Das Buch kann den in Frage kommenden Fachleuten empfohlen werden.

„Hadef"-Hebezeuge. Herausgegeben von Heinrich de Fries. G. m. b. H., Düsseldorf, Berlin, Wien und Brüssel. Gr. Okt. 310 S. mit vielen Abbildungen, Zeichnungen und Tabellen.

Das Buch ist ein mustergültiger Katalog mit einem Anhang, enthaltend Berechnungstabellen, Frachttabellen usw. A. V.

Deutsches Museum, München. Verwaltungsbericht über das 13. Geschäftsjahr. Verlag R. Oldenbourg, München. F. 48 S. mit einer Abbildung des Neubaues des Deutschen Museums. (Fliegeraufnahme.)

Technische Abende im Zentralinstitut für Erziehung und Unterricht. Fünftes Heft: Über die Beziehungen der künstlerischen und technischen Probleme. Von Prof. Peter Behrens. Okt. 26 S. mit 4 Abbildungen. Preis geheftet M. 0,60. Verlag Ernst Siegfried Mittler & Sohn, Berlin.

Achtes Heft: Technik und Volkserziehung. Von Th. Bäuerle, Seminaroberlehrer in Backnang. Okt. 25 S. Preis geheftet M. 0,50.

Technische Monatshefte. Herausgegeben von Hans Günther. Franckhsche Verlagshandlung, Stuttgart. Gr. Okt. 39 S. pro Heft mit vielen Abbildungen. Erscheint monatlich. Preis pro Jahr M. 12.

Diese populär geschriebene, technisch-wissenschaftliche Zeitschrift umfaßt alle Gebiete der Technik und gibt einen Überblick über die Fortschritte. Die Aufsätze sind meist illustriert, leicht verständlich und interessant geschrieben. A. V.

Betriebsstörungen am Flugmotor. Von E. Schumann, Ingenieur und Lehrer bei der Marine-Landflieger-Abteilung. M. Krayn, Verlagsbuchhandlung für technische Literatur, Berlin W 10. 3. Auflage. Okt. 34 S. mit 2 Tabellen. Preis geb. M. 1,50.

Jahrbuch der Technik. III. Jahrgang. Herausgegeben von Hans Günther. Gr. Okt. 376 S. mit vielen Abbildungen. Franckhsche Verlagshandlung, Stuttgart. Preis geheftet M. 5.

Dieses Buch ist für Laien geschrieben, daher leicht verständlich für jedermann. Aber auch der Fachmann wird das Buch mit Interesse lesen, weil es einen Überblick über die Entwicklung der Technik gibt und fast alle Gebiete berücksichtigt sind, auch die Luftfahrt, ja sogar die Raumfahrt, d. h. die Fahrt in den Weltenraum. Die Ausstattung des Buches ist unter Berücksichtigung der Kriegsverhältnisse sehr gut und eignet sich daher das Buch besonders zu Geschenken für jung und alt. A. V.

Das neue Deutsche Postrecht, enthaltend Postordnung für das Deutsche Reich vom 28. Juli 1917 mit erläuternden Anmerkungen sowie Gesetz über das Postwesen des Deutschen Reiches nebst der Postnovelle erläutert durch die Rechtsprechung bis in die jüngste Zeit, beide Ausgaben mit einem ausführlichen Sachregister und einem Tabellenanhang über das Postgebührenwesen von Dr. jur. R. H. Roeder. Kl. Okt. 213 S. Preis geb. M. 4. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C 2.

Die neue Postordnung, welche die seit 16 Jahren geltende am 1. Oktober außer Kurs gesetzt hat, bringt viele Neuerungen, z. B. im Zeitungswesen, auf dem Gebiete der Geschäftspapiere, des Frankierungszwanges, der Behandlung von Postaufträgen, postlagernden und unbestellbaren Sendungen usw. Außerdem hat die Post-, Telephon- und Telegraphengebühr durch das Gesetz vom 21. Juli 1916 bekanntlich eine Verteuerung erfahren. Dem Buche ist ein erschöpfendes Tabellarium über die verschiedenen Postgebührensätze beigefügt, so daß sich jedermann, der eine Frage in dieser Hinsicht und auch in bezug auf die Postbeförderung zu stellen hat, sofort durch einen schnellen Überblick darüber vergewissern kann. Der Verkehr mit der Post bringt aber auch Rechtsfragen mit sich, insonderheit für Verluste und Beschädigung der Sendungen usw., deshalb hat der Verfasser das Postgesetz durch die Spruchsätze der Rechtsprechung erläutert. (Erkenntnisse des Reichsgerichts.)

Grundriß der allgemeinen Chemie. Von W. Ostwald. 5. Aufl. 1917. Gr. Okt. 647 S. mit 69 Textabbildungen. Verlag Theodor Steinkopf, Dresden und Leipzig. Preis geh. M. 24,— geb. M. 25,50.

Das Werk ist in sieben Bücher und diese wieder in Kapitel eingeteilt und enthält auf verhältnismäßig knappem Raum ein bedeutendes Wissen nach den neuesten Forschungen. Im ersten Buch »Die Stoffe« wird zunächst das Gebiet der Chemie umschrieben, dann die Erhaltungsgesetze, das Gewicht, Messung und Wägung, absolutes und relatives Gewicht, Erhaltung des Gewichts, die Arbeit und Erhaltung der Arbeit, die Maße. Ferner die Bewegungsenergie und Erhaltung der Energie. Im zweiten Kapitel »Die Fermante, Gase« werden die Gasgesetze, die absolute Temperatur, Druck und Temperatur, die Volumenenergie und anschließend die Wärmeerscheinungen, Spezifische Wärme, Erhaltung der Wärme, Isotherme Arbeit eines Gases, Dichte und Volumen der Gase besprochen. Es folgen das Molargewicht, Messung der Gasdichte und Abweichungen vom Gasgesetz. Das nächste Kapitel behandelt die Flüssigkeiten und den zweiten Hauptsatz der Energetik. Das fünfte Kapitel die festen Körper. Das zweite Buch »Stöchiometrie« behandelt die Äquivalente und Verbindungsgewichte, das Gesetz von Gay-Lussac, verdünnte Lösungen, die chemische Konstitution, Theorie der chemischen Verbindungen, die Stereochemie, das periodische Gesetz. Das dritte Buch »Chemische Thermodynamik« enthält die Thermochemie, Thermochemische Methoden und Gleichungen, Messung der spezifischen Wärme; ferner chemische Kinetik, die chemischen Gleichgewichte erster bis dritter und höherer Ordnung. Das vierte Buch »Elektrochemie« behandelt die elektrolytische Leitung, die Ionen, ihre Zusammensetzung und Entstehung, elektrische Gleichgewichte, Voltasche Kette, Elektrolyse und Polarisation, den elektrischen Akkumulator. Im fünften Buch »Der kolloide Zustand« wird die Theorie der Oberflächenerscheinungen, der kapillare Druck, dispere Gebilde und deren Trennung, die Brownsche Molekularbewegung behandelt. Im sechsten Buch »Photochemie« wird besprochen: Die strahlende Energie, die chemische Wirkung des Lichtes, die Gasionen und Radioaktivität. Im siebenten Buch »Chemische Verwandtschaft« werden die Gleichgewichts- und Geschwindigkeitskonstanten und ihre Bestimmung nach den verschiedenen Methoden bzw. Verfahren und die stöchiometrischen Beziehungen besprochen. Den Schluß bildet ein sehr ausführliches Namen- und Sachregister.

Das Buch berücksichtigt die neuesten Forschungen auf allen Gebieten der Chemie und ist für Fachleute geschrieben. Die Darstellung ist sehr kurz, dabei klar. Durch die zweckmäßige Einteilung des Stoffes und das ausführliche Sachregister ist das Werk sehr übersichtlich. Dieses Handbuch ist eines der besten neueren Werke über die allgemeine Chemie und sollte in keiner Fachbibliothek fehlen.

Das bergauflaufende Rad, eine populäre Darstellung der Erfindung des Perpetuum mobile. Von H. N. Lechier (Reichl). Nürnberg 1917. Verlagsbuchhandlung für

Lebenswissenschnft, H. Reichl. 8⁰. 156 Seiten. Mit 13 Abbildungen. Preis geheftet 3 M.

Bagdad, Babylon, Ninive. Von Sven Hedin. Leipzig 1917. F. A. Brockhaus. 8⁰. 165 Seiten. Mit 26 Abbildungen. Preis geheftet 1.— M.

In diesem neuen Werke Sven Hedins ist vom Kriege und von der Technik nur selten die Rede. Das Büchlein, ein Auszug aus dem gleichnamigen größeren Werke des Verfassers, enthält eine interessante Beschreibung der Reise, die der Verfasser im Jahre 1916, während der Kämpfe um Kut-el-Amara, zu den Stätten uralter Kulturen in Mesopotamien unternahm.

Aufruf der Wörterbuch-Kommission der Kgl. Bayer. Akademie der Wissenschaften.

Sammlung der Soldatensprache.

Wir haben die deutsche Soldatensprache, ihren Reichtum, ihre Treffsicherheit, ihren Witz, gerade während des Krieges als köstlichen Schatz unseres Volkstums kennen und lieben gelernt. Es ist daher nationale Pflicht, diese Sprache jetzt, wo sie am üppigsten grünt und blüht, aufzuzeichnen und ihr Bild so der Zukunft zu erhalten. Die Kgl. Bayer. Akademie der Wissenschaften in München und der Verband deutscher Vereine für Volkskunde haben sich nun, unterstützt von den deutschen Akademien und wissenschaftlichen Gesellschaften, unterstützt auch von hohen militärischen Stellen, nach manchen Vorarbeiten an die Erhebung der Soldatensprache gemacht. So ergeht denn an alle jetzigen und früheren Heeresangehörigen der Ruf, die Sammlung durch Beantwortung des ausgegebenen Fragebogens zu fördern. Aus allen Truppenteilen, von der Front und aus der Heimat, müssen uns Helfer werden! Jeder ist als Mitarbeiter berufen und willkommen! Man verlange Fragebogen und Aufschlüsse von der Kgl. Bayer. Akademie der Wissenschaften, Wörterbuchkommission, München, Neuhauserstr. 51.

Erfolgreiche deutsche Kampfflieger.

Zahl ihrer Luftsiege bis zum 1. Dezember 1917.

Name	Siege
Rittmeister Freiherr v. Richthofen	*63
†Leutnant Voß	*48
†Hauptmann Boelcke	*40
†Leutnant Gontermann	*39
†Oberleutnant Wolff	*33
Leutnant Müller Max	*31
†Leutnant Almenroeder	*30
†Leutnant Schäfer	*30
Leutnant Buckler	*30
Hauptmann Berthold	*28
Leutnant Bernert	*27
Leutnant Freiherr v. Richthofen	*26
Leutnant Wüsthoff	*26
Oberleutnant Dostler (vermißt)	*26
Oberleutnant Schleich	*25
Leutnant v. Bülow	*25
Oberleutnant Ritter v. Tutschek	*23
†Leutnant Böhme	*23
Leutnant Bongartz	23
†Leutnant Adam	21
Leutnant Klein	*21
†Leutnant Frankl	*19
†Leutnant v. Eschwege	19
†Leutnant Baldamus	18
Oberleutnant Bethge	18
†Leutnant Wintgens	*18
Leutnant Kissenberth	18
Leutnant Götsch	17
Leutnant Heß	17
Oberleutnant Lörzer	17
Oberleutnant Göring	16
†Leutnant Dossenbach	*15
†Oberleutnant Immelmann	*15
†Leutnant Schneider	15
Leutnant Schmidt, Jul.	15
Vizefeldwebel Menckhoff	15
Leutnant Thuy	15
†Offizier-Stellvertreter Nathanael	14
Leutnant Udet	14
Leutnant Kroll	14
†Leutnant Wendelmuth	14
Leutnant Hanstein	13
Vizefeldwebel Thom	13
Oberleutnant Buddecke	*12
†Vizefeldwebel Festner	12
†Leutnant Höhndorf	*12
†Vizefeldwebel Mannschott	12
Vizefeldwebel Bäumer	12
†Oberleutnant Kirmaier	11
†Leutnant v. Keudell	11
†Leutnant Pfeifer	11
†Leutnant Theiller	11
†Oberleutnant Berr	*10
†Leutnant Mulzer	*10
Leutnant Jakobs	*10
Oberleutnant Schmidt, Otto	10
Leutnant Schlenker	10
Leutnant Danhuber	10
†Leutnant Brauneck	9
†Leutnant Leffers	*9
Leutnant Müller, Hans	9
†Leutnant Schulte	9
†Offizier-Stellvertreter Kosmahl	9
Leutnant Matthaei	9
Oberleutnant v. Döring	9
Vizefeldwebel Altemeier	9
Unteroffizier Jörke	9
Leutnant Anslinger	8
†Vizefeldwebel Krebs	8
†Leutnant Parschau	*8
†Oberleutnant Schilling	8
†Leutnaant Veltjens	8
Leutnant Runge	8
Leutnant Schobinger	8
Oberleutnant Schüz	8
Leutnant Quandt	8
Vizefeldwebel Könnecke	8
Leutnant Franke	8
†Leutnant Hoyer	8
Leutnant Ray	8

† gefallen
* mit dem »Pour le merite« ausgezeichnet.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen — Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrthaus. — Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 7732.

1. Verspätet erhielten wir die Nachricht, daß unser Mitglied cand. rer. techn. F. M. Mecklenburg, Leutnant d. R. im Dragoner-Regiment »König«, kommandiert zur Fliegertruppe, am 21. 9. ds. Js. in Flandern gestorben ist als einer der vielen, die ihr junges, zu den schönsten Hoffnungen berechtigendes Leben dem Vaterland opferten; sein Andenken wird in der Gesellschaft in Ehren gehalten werden.

2. Ernennungen und Auszeichnungen:

In letzter Zeit fanden die folgenden Ernennungen und Beförderungen in unserem Mitgliederkreise statt:

Marinebaumeister Schatzmann, Bremen, unter Versetzung nach Wilhelmshaven zum Marinebaurat;

Ministerialdirektor Dr. F. Schmidt, Berlin, zum Staatsminister der geistlichen und Unterrichtsangelegenheiten, Exzellenz;

Oberleutnant Schwarzenberger, kommandiert zur Inspektion der Fliegertruppen, Berlin, zum Hauptmann ebenda;

Geheimer Ober-Regierungsrat Dr. Tull, Berlin, Vorstandsmitglied, zum Präsidenten des Bezirksausschusses und der Ministerial-Militär- und Baukommission, Berlin.

Ausgezeichnet wurden:

Oberst Oschmann, Abteilungschef im Kgl. Preuß. Kriegsministerium und Vertreter dieser Behörde in unserem Vorstand, mit dem Kronen-Orden II. Kl. mit Schwertern;

Hauptmann von Selasinsky, beim Nachrichten-Kommando einer Bulgarischen Armee, mit dem Osmanischen Eisernen Halbmond (Ergänzung unserer Veröffentlichung im Oktoberheft);

Fregattenkapitän Strasser, Führer der Luftschiffe Ahlhorn und Behördenvertreter in uuserem Vorstand, mit dem Orden Pour le Mérite.

3. Personalnotizen:

Dipl.-Ing. Walter Mumm ist aus der Automobil- und Aviatik-A.-G. Leipzig-Heiterblick ausgeschieden und als Prokurist und Chef-Ingenieur in die Mitteldeutschen Flugzeugwerke Leipzig eingetreten;

Dr. Quittner, bisher bei der Militär-Luftschiff-Werkstätte Fischamend bei Wien wurde zur Technischen Auskunftei des k. u. k. Fliegerarsenals Wien versetzt.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Mitteilungen aus der Industrie.

Eintragungen in das Handelsregister.

Berlin. Nr. 213. **Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft** mit dem Sitze zu **Berlin:** Prokuristen 1. **Curt Aschenheim** in Charlottenburg, 2. **Heinrich Denecke** in Berlin, 3. **Walter Mackenthun** in Berlin-Halensee, 4. **Julius Wronkow** in Berlin, 5. **Siegfried Schloß** in Charlottenburg, 6. **Hans Schmitz** in Hennigsdorf, Kreis Osthavelland. Ein jeder derselben ist ermächtigt, in Gemeinschaft mit einem Vorstandsmitgliede die Gesellschaft zu vertreten.

Nr. 11235 **Neue Photographische Gesellschaft, Aktiengesellschaft** mit dem Sitze zu **Berlin-Steglitz:** Die Prokura des Heinrich Balke in Berlin-Steglitz ist erloschen. Berlin, 4. Dezember 1917. Kgl. Amtsgericht Berlin-Mitte. Abt. 89.

Nr. 14540: **Astro Flugzeug-Industrie, Gesellschaft mit beschränkter Haftung.** Kaufmann Robert Köhler inBerlin ist noch zum Geschäftsführer bestellt. Prokurist: **Diplomingenieur Gottfried Begas** in Berlin-Friedenau. Derselbe ist ermächtigt, in Gemeinschaft mit einem Geschäftsführer die Gesellschaftzu vertreten. Berlin, 29. November 1917. Kgl. Amtsgericht Berlin-Mitte. Abt. 152.

Nr. 12274 **Deutsche Motoren-Baugesellschaft mit beschränkter Haftung: Zivilingenieur Robert Conrad** in Berlin-Wilmersdorf ist nicht mehr Geschäftsführer.

Abteilung B: Nr. 1975 **Daimler-Motoren-Gesellschaft Zweigniederlassung Berlin-Marienfelde,** Zweigniederlassung der zu **Untertürkheim** domizilierenden Aktiengesellschaft in Firma **Daimler Motoren-Gesellschaft:** Nach dem Beschluß der Aktionärversammlung vom 15. Oktober 1917 ist die Schreibweise der 3 Worte der Firma jetzt: **Daimler Motoren Gesellschaft.** Nach demselben Aktionärversammlungsbeschluß bildet den Gegenstand des Unternehmens: Verwertung der von **Gottlieb Daimler** in Cannstatt gemachten Erfindungen, Herstellung und Vertieb von Motoren aller Art sowie von Fahrzeugen und Maschinen aller Art, die durch Motoren angetrieben werden, und überhaupt von Maschinen, Werkzeugen, Geräten und sonstigen Artikeln, die zu dem Gebiet der Verbrennungsmotoren gehören. Der Gesellschaft ist auch der Handel in allen Rohstoffes, Halb und Ganzfabrikaten gestattet, die mit dem Gegenstand ihren Geschäftsbetriebes zusammenhängen. Sie ist ferner berechtigt, andere industrielle Erzeugnisse herzustellen und zu verkaufen. Außerdem darf die Gesellschaft Geschäfte ähnlicher Art errichten und von Dritten erwerben oder sich in beliebiger Form daran beteiligen. Gemäß dem schon durchgeführten Beschluß der Aktionärversammlung vom 15. Oktober 1917 ist das Grundkapital um 24000000 ℳ erhöht und beträgt jetzt 32000000 ℳ. Ferner die in derselben Versammlung sonst noch beschlossene Abänderung und Neufassung der Satzung. Falls der Vorstand aus mehreren Mitgliedern besteht, ist zur Vertretung der Gesellschaft die Mitwirkung von 2 Vorstandsmitgliedern erforderlich. Der Aufsichtsrat kann aber auch bestimmen, daß einzelne Vorstandsmitglieder für sich allein oder ein Vorstandsmitglied zusammen mit einem Prokuristen die Gesellschaft vertreten. Als nicht einzutragen wird veröffentlicht: Auf diese Grundkapitalserhöhung werden ausgegeben 24000 Stück je auf den Inhaber und über 1000 ℳ lautende Aktien, die seit 1. Januar 1918 gewinnanteilsberechtigt sind, zum Preise von 107 v.H. abzüglich 5 v.H. Zinsen vom Zahlungstage bis zum 31. Dezember 1917 und zuzüglich des ganzen Schlußnotenstempels. Das gesamte Grundkapital besteht nunmehr aus 32000 Stück unter sich gleichberechtigten je auf den Inhaber lautenden Akten.

Abteilung B: Nr. 15071 **Eberhardt & Co. Gesellschaft mit beschränkter Haftung.** Sitz: **Berlin.** Gegenstand des Unternehmens: Die Herstellung und der Vertrieb von Konstruktionsteilen für den Automobil-, Flugzeug-, Waffen-, Motoren- und Maschinenbau, ferner die Herstellung und Vertrieb von Preßluftmaschinen und Werkzeugen sowie die Vornahme von Rechtsgeschäften aller Art, die zu den vorerwähnten Maschinen oder Maschinenteilen in Beziehung stehen. Das Stammkapital beträgt 20000 ℳ. Geschäftsführer: Kaufmann **Adolf Eberhardt** in Reinickendorf-Ost, Kaufmann **Ernst Kraska** in Berlin. Die Gesellschaft ist eine Gesellschaft mit beschränkter Haftung. Der Gesellschaftsvertrag ist am 19. September 1917 abgeschlossen. Als nicht eingetragen wird veröffentlicht: Öffentliche Bekanntmachungen der Gesellschaft erfolgen durch den Deutschen Reichsanzeiger.

Abteil. B: Nr. 3191 **Hartmann & Braun Aktiengesellschaft, Geschäftsstelle Berlin,** Zweigniederlassung der zu **Frankfurt am Main** domilizierenden Aktiengesellschaft in Firma **Hartmann & Braun**

Fortsetzung auf S. XVI, XVII, XVIII, XX u. XXI.

Aktiengesellschaft: Gemäß dem durchgeführten Beschluß der Aktionärversammlung vom 22. Mai 1917 ist das Grundkapital um 400000 ℳ erhöht und beträgt jetzt 2100000 ℳ. Ferner die in derselben Versammlung noch beschlossene Abänderung des § 11 der Satzung. Als nicht einzutragen wird veröffentlicht: Auf diese Grundkapitalserhöhung werden ausgegeben 400 Stück je auf den Inhaber und über 1000 ℳ lautende Aktien, die seit 1. Juli 1917 gewinnanteilsberechtigt sind, zum Preise von 125 v.H. Das gesamte Grundkapital zerfällt nunmehr in 2100 Stück je auf den Inhaber und über 1000 ℳ lautende Aktien.

Nr. 14953 **Flüssige Gase, Gesellschaft mit beschränkter Haftung:** Dem Ingenieur **Hans Glück** in München ist Einzelprokura erteilt. Durch den Beschluß vom 29. Oktober 1917 hat § 8 des Gesellschaftsvertrags eine andere Fassung erhalten. Berlin, 24. November 1917. Kgl. Amtsgericht Berlin-Mitte.

Nr. 13718 **Mercur Flugzeugbau Gesellschaft mit beschränkter Haftung:** Durch den Beschluß vom 7. November 1917 ist das Stammkapital um 100000 ℳ auf 300000 ℳ erhöht worden.

Nr. 14620 **Franz Schneider, Flugmaschinenwerke Gesellschaft mit beschränkter Haftung:** Dem Ingenieur Georg **Jakob Erlacher** in Falkenhagen-West und dem Betriebsleiter **Georg Hack** in Seegefeld ist derart Gesamtprokura erteilt, daß beide gemeinschaftlich zur Vertretung der Gesellschaft berechtigt sind. Berlin, 3. Dezember 1917. Kgl. Amtsgericht Berlin-Mitte. Abt. 122.

Norddeutsche Kühlerfabrik Gesellschaft mit beschränkter Haftung: Fabrikant **Paul Lante** ist nicht mehr Geschäftsführer. Berlin, 6. Dezember 1917. Kgl. Amtsgericht Berlin-Mitte. Abt. 122.

Nr. 13200 **Ostdeutsche Sperrplatten Werke, Aktiengesellschaft** mit dem Sitze zu **Berlin** und Zweigniederlassung zu **Karlsdorf bei Bromberg:** Das Aufsichtsratsmitglied Kaufmann **Ferdinand Schäfer** in Berlin-Wilmersdorf ist für die Zeit vom 1. Oktober 1917 bis 31. Dezember 1918 als Stellvertreter des zu den Fahnen einberufenen Vorstandsmitglieds **Max Pelz** in Berlin-Schmargendorf aus dem Aufsichtsrat in den Vorstand abgeordnet.

Nr. 9151 **Zenithvergaser Gesellschaft mit beschränkter Haftung:** Die Zwangsverwaltung ist durch Verfügung des Ministers für Handel und Gewerbe vom 3. Dezember 1917 aufgehoben und der Handelsrichter **Martin Loose** nicht mehr Zwangsverwalter.

Nr. 12764 **Humboldt-Aviatik Gesellschaft mit beschränkter Haftung:** Durch den Beschluß vom 7. März 1917 ist die Institution des Aufsichtsrats aufgehoben und kommen daher die §§ 12—15 des Gesellschaftsvertrags in Wegfall. Syndikus **Dr. Adolph Borchardt** ist nicht mehr Geschäftsführer. Fabrikant **Edmund Seelig** in Charlottenburg ist zum Geschäftsführer bestellt.

Cassel. Zu **Aktiengesellschaft Hahn für Optik und Mechanik, Cassel,** ist am 27. November 1917 eingetragen: Der Hauptmann d. R. **Max Adolf Edler von Görbitz** in Berlin-Wilmersdorf ist zum stellvertretenden Vorstandsmitglied bestellt. Kgl. Amtsgericht, Abt. 13, zu Cassel.

Chemnitz. Auf Blatt 6663, betr. die Firma **J. E. Reinecker, Aktiengesellschaft** in **Chemnitz:** Der Gesellschaftsvertrag ist durch Beschluß der Generalversammlung vom 12. November 1917 — laut Notariatsprotokolls von demselben Tage — abgeändert worden. Am 23. November 1917.

Cöpenick. Bei der im Handelsregister B Nr. 133 eingetragenen Firma **Imperial-Propeller-Werke, Gesellschaft mit beschränkter Haftung, Berlin-Johannisthal,** ist heute folgendes eingetragen: Kaufmann **Sigmund Kuhn** zu Frankfurt a. M. ist zum stellvertretenden Geschäftsführer bestellt, Cöpenick, den 29. November 1917. Kgl. Amtsgericht. Abt. 6.

B Nr. 104: Firma **National-Flugzeug-Werke Gesellschaft mit beschränkter Haftung, Berlin-Johannisthal** ist heute folgendes eingetragen: Durch Gesellschafterbeschluß vom 24. Oktober 1017 ist der Sitz der Gesellschaft nach **Großzschocher bei Leipzig** verlegt. Cöpenick, den 1. Dezember 1917. Kgl. Amtsgericht. Abt. 6.

Dresden. Auf Blatt 14286: Die Firma **Ernst Herbert Kühne, Leichtmetallwerk** in **Dresden.** Der Ingenieur **Ernst Herbert Kühne** in Berlin-Johannisthal ist Inhaber. Prokura ist erteilt der Sekretärin **Johanna Martha** ledigen **Kühne** in Dresden.

Fürth, Bayern. Patent-Sperrholz Werke Fürth, Ernst Jos. Prifer, Fürth. Die Prokura des **Friedrich Pfeiffer** in Nürnberg ist erloschen.

Frankenberg, Sachsen. Blatt 495. Firma **Deutsches Elektro-Stahlwerk, Aktiengesellschaft** in **Frankenberg,** ist heute eingetragen worden: Der Fabrikdirektor **Moritz Richard Gohrisch** in Leipzig ist nicht mehr Vorstandsmitglied. Der Diplomingenieur **Julius Peter Müller** in Frankenberg ist Mitglied des Vorstands. Frankenberg, den 27. November 1917. Kgl. Sächs. Amtsgericht.

Hamburg. Sprengstoff A.-G. Carbonit. Die an **Karl Henckel** erteilte Prokura ist durch Tod erloschen.

Kiel. Abt. B am 4. Dezember 1917: Nr. 235: **Flüssige Gase, Gesellschaft mit beschränkter Haftung, Berlin, Zweigniederlassung Kiel.** Gesellschaft mit beschränkter Haftung. Der Gesellschaftsvertrag ist am 25. Juli, 9. August, 21. August, 24. September und 29. Oktober 1917 errichtet. Gegenstand des Unternehmens ist die Herstellung und der Vertrieb von Aufbewahrungs-, Transport- und Tauchgefäßen für flüssige Gase in allen Formen im In- und Auslande. Die Gesellschaft ist befugt, alle Anlagen zu errichten und Einrichtungen zu treffen, die zur Erreichung ihres vorgenannten Zwecks erforderlich oder nützlich sind. Die Gesellschaft ist ferner berechtigt, sich in jeder zulässigen Form an anderen Geschäften und Unternehmungen gleicher oder ähnlicher Art, sei es im In- oder Auslande, zu beteiligen, solche Unternehmungen zu erwerben oder zu errichten, sowie alle Geschäfte einzugehen und Erweiterungen vorzunehmen, die geeignet erscheinen, die Zwecke der Gesellschaft zu fördern. Das Stammkapital beträgt 100000 *M*. Zur Deckung ihrer Stammeinlage bringen die Gesellschafter **Neufeldt & Kuhnke,** offene Handelsgesellschaft in Kiel, in Höhe von 15000 *M*, Dr. phil. **Ludwig Sieder** in München in Höhe von 15000 *M*, **Waldemar Ossowski** in Hindenburg in Höhe von 20000 *M* folgende Werte ein: 1. Die Firma **Neufeldt & Kuhnke** in Kiel: Patent D.R.P. 300161 und Anmeldung D.R.P. H. 68450, die sich auf Herstellung von Transportgefäßen für verflüssigte Gase beziehen, ferner die ihr auf Grund von Verträgen zustehenden Lizenzrechte an den Deutschen Reichspatenten Nr. 250263, 255860, 270383 und 275122 sowie an dem französischen Patent 4138 und dem britischen Patent 16615/1910; 2. Herr Dr. phil. **Ludwig Sieder** in München: Gebrauchsmuster 640074 und 637916 Deutsche Reichspatente 295270, 297000, 297225; 3. Herr **Waldemar Ossowski** in Hindenburg: Gebrauchsmuster 640629, 666629, 668387, ferner drei Gebrauchsmusteranmeldungen, betreffend 1. einen drehbaren Tragbügel, 2. Absorptionssiebe und 3. Gefäße mit doppeltem Vakuum, endlich seine beiden Patentanmeldungen, betreffend 1. ein drehbares Traggefäß und 2. ein explosionssicheres Gefäß. Geschäftsführer sind: Dr. phil. **Hans Arnold** in Altheikendorf und Kaufmann **Karl Oskar Gutmacher** in Kiel. Kgl. Amtsgericht Kiel.

Alt-Landsberg. Handelsregister B unter Nr. 6: **Albert Gleiser Flugzeugbau, Gesellschaft mit beschränkter Haftung, Neuenhagen, Ostbahn.** Gegenstand des Unternehmens ist der Bau von Flugzeugen und der Betrieb aller hiermit in Verbindung stehenden Geschäfte, insbesondere auch die Beteiligung an ähnlichen Unternehmungen und die Vertretung von solchen. Das Stammkapital beträgt 20000 *M*. Geschäftsführer sind die Kaufleute **Maurice Glogau, Ismar Anspach** und **Siegfried Lehmann** in Charlottenburg sowie der Ingenieur **Z. Felix Keck** in Berlin. Die Gesellschaft ist eine Gesellschaft mit beschränkter Haftung. Der Gesellschaftsvertrag ist am 22. Dezember 1912 abgeschlossen. Er ist durch Gesellschafterbeschluß am 2. September 1917 nach Inhalt der Niederschrift geändert im Wortlaut bei Firma und Sitz (§ 1), bei Gegenstand (§ 3), ferner hinsichtlich der Veräußerung von Stammanteilen und deren Teilen (§ 6), die Namen der Geschäftsführer, deren Vertretungsbefugnis und Widerruf (§ 7). Je zwei der vier Geschäftsführer sind ermächtigt, die Gesellschaft zu vertreten oder je einer in Gemeinschaft mit einem Prokuristen. Als nicht eingetragen wird veröffentlicht: Öffentliche Bekanntmachungen der Gesellschaft erfolgen nur durch den Deutschen Reichsanzeiger. Alt-Landsberg, den 9. November 1917. Kgl. Amtsgericht.

Ludwigshafen, Rhein. Pfalz-Flugzeugwerke mit beschränkter Haftung in **Speyer.** Die Vertretungsbefugnis des Geschäftsführers **Richard Kahn** ist erloschen.

Bayerisches Aluminiumwerk, Gesellschaft mit beschränkter Haftung in **Ludwigshafen a. Rh.** Die Vertretungsbefugnis des Geschäftsführers Dr. **Georg Giulini** ist erloschen. Der Chemiker Dr. **Wilhelm Giulini** in München ist zum Geschäftsführer bestellt mit der Berechtigung, die Gesellschaft allein zu vertreten.

München. Bayerischer Luftfahrerdank, Gesellschaft mit beschränkter Haftung. Sitz: **München.** Gesellschaft mit beschränkter Haftung. Der Gesellschaftsvertrag ist am 19. November 1917 abgeschlossen. Gegenstand des Unternehmens ist die Einrichtung und der Betrieb kaufmännischer Vermittlungsgeschäfte, Übernahme von Vertretungen aus allen Branchen, Versandgeschäfte, Theaterbilletvertrieb, Annoncenexpedition usw. zum Zweck der Förderung der Luftfahrt und Luftfahrerfürsorge. Stammkapital: 20000 *M*. Geschäftsführer: **Ernst Friedrich Eichler,** Direktor in München. Geschäftslokal: Wilhelmstraße 10.

Opladen. B Nr. 76 am 14. November 1917. Firma **Karl Prinz, Aktiengesellschaft für Metallwaren,** Zweigniederlassung in **Monheim,** Hauptniederlassung in **Wald:** § 3 der Satzung ist gemäß Beschluß

der Generalversammlung vom 22. Mai 1917 abgeändert und lautet jetzt: Das Grundkapital der Gesellschaft beträgt jetzt eine Million Mark und ist in 1000 Aktien zu je 1000 ℳ zerlegt. Die Aktien lauten auf den Inhaber. Amtsgericht Opladen.

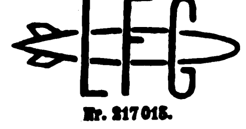
Schneidemühl. B Nr. 18. **Albatrosgesellschaft für Flugzeugunternehmungen mit beschränkter Haftung, Berlin, Werk Schneidemühl:** Der Oberingenieur **Hugo Grohmann** in Schneidemühl ist berechtigt, die Zweigniederlassung der Gesellschaft in Schneidemühl als Prokurist, mit Beschränkung auf diese Zweigniederlassung, allein zu vertreten. Schneidemühl, den 26. November 1917. Kgl. Amtsgericht.

Schwelm. B Nr. 9. Firma **Eisen- und Stahldrahtwerke, Gesellschaft mit beschränkter Haftung** zu **Schwelm.** Die Gesellschaft ist durch Beschluß der Gesellschaftsversammlung vom 28. Oktober 1917 aufgelöst und der Kaufmann **Julius Mürmann** zu Hagen zum Liquidator bestellt. Schwelm, den 10. November 1917. Kgl. Amtsgericht.

Wiesbaden. B Nr. 316. Gesellschaft mit beschränkter Haftung unter der Firma **Semmler-Motoren-Gesellschaft mit beschränkter Haftung** mit dem Sitze in **Wiesbaden.** Gegenstand des Unternehmens ist der Erwerb und jede Art der Verwertung der in Deutschland geschützten Erfindungen des Herrn **Semmler** und der an diesen von ihm gemachten Verbesserungen auf dem Gebiete von heißgekühlten Automobil- und Flugzeugmotoren, wie solche durch die in der Anlage des Gesellschaftsvertrages aufgeführten Patente und Anmeldungen in Deutschland geschützt sind. Ferner sollen in gleicher Weise einschlägige Erfindungen der Gesellschafter sowie Dritter erworben und verwertet werden können. Das Stammkapital beträgt 100000 ℳ. Geschäftsführer der Gesellschaft ist **Karl Semmler,** Zivilingenieur in Wiesbaden. Der Gesellschaftsvertrag ist am 14. November 1917 festgestellt. Die Vertretung erfolgt, wenn mehrere Geschäftsführer bestellt sind, entweder durch einen mittels Gesellschafterbeschluß zur selbständigen Vertretung ermächtigten Geschäftsführer oder gemeinschaftlich durch zwei Geschäftsführer und einen Prokuristen. Die Bekanntmachungen erfolgen durch einmalige Einrückung in den Deutschen Reichsanzeiger. Wiesbaden, den 8. Dezember 1917. Kgl. Amtsgericht. Abt. 8.

Warenzeichen.

Nr. 217015. 14/9 1916. **Luft-Fahrzeug-Gesellschaft m. b. H.,** Berlin. 24/4 1917. Geschäftsbetrieb: Herstellung und Verkauf von Luftschiffen, Flugzeugen, Fesselballons und deren Winden sowie Teilen und Zubehör dieser Waren. Waren: Luftschiffe, Flugzeuge, Fesselballons und deren Winden sowie Teile dieser Waren. Die für diese Waren als Zubehör in Betracht kommenden physikalischen, optischen, Signal-, Kontroll-, Beleuchtungs-Apparate und Instrumente.



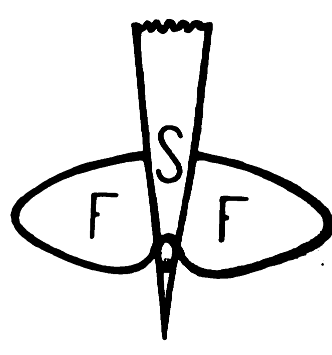
Nr. 217015.

220446. 9/12 1916. **Fokker-Flugzeugwerke m. b. H.,** Schwerin, Meckl. 18/10 1917. Geschäftsbetrieb: Herstellung und Vertrieb von Land-, Luft- und Wasserfahrzeugen, Waffen- und Maschinenfabrik, Exportwaren. Waren: Land-, Luft- und Wasserfahrzeuge, deren Bestand- und Zubehörteile, Automobile und Fahrräder, Automobil- und Fahrradzubehör, Fahrzeugteile, Motoren, deren Bestand- und Zubehörteile, Ausrüstungsgegenstände aller Art für Flieger und Führer, Kopfbedeckungen, Schuhwaren, Handschuhe, Bekleidungsstücke, Beleuchtungs-, Heizungs-, Koch-, Kühl-, Trocken- und Ventilationsapparate und Geräte, chemische Produkte für industrielle und photographische Zwecke, Putzmaterial, Feuerlöschmittel, Härte- und Lötmittel, Dichtungs- und Packungsmaterialien, Wärmeschutz- und Isoliermittel, Messerschmiedewaren, Werkzeuge, Hieb- und Stichwaffen, Klein-Eisenwaren, Schlosser- und Schmiedearbeiten, Schlösser, Beschläge, Drahtwaren, Blechwaren, Anker, Ketten, Glocken, Haken und Öfen, mechanisch bearbeitete Fassonmetallteile, gewalzte und gegossene Bauteile, Maschinenguß, Firnisse, Lacke, Klebstoffe, Drahtseile, Gummi, Gummiersatzstoffe und Waren daraus für technische Zwecke, Wachs, Leuchtstoffe, technische Öle und Fette, Schmiermittel, Benzin, ärztliche, gesundheitliche, Rettungs- und Feuerlösch-Apparate, -Instrumente und -Geräte, Bandagen, physikalische, chemische, optische, geodätische, nautische, elektrotechnische, Wäge-, Signal-, Kontroll- und photographische, funkentelegraphische und kinematographische Apparate, -Instrumente und -Geräte, Maschinen, Maschinenteile, Treibriemen, Schläuche, photographische und Druckereierzeugnisse, Sattler-, Riemer-, Täschner- und Lederwaren, Modellierwaren, Stahlkugeln, Schußwaffen, Waffengriffe und Schalen, Fleckenentfernungsmittel, Rostschutzmittel, Putz- und Poliermittel (ausgenommen für Leder), Schleifmittel, Sprengstoffe, Zündwaren, Feuerwerkskörper, Geschosse, Munition, Gips, Pech, Asphalt, Teer, Holzkonservierungsmittel, Linoleum, Wachstuch.



Nr. 220446.

Nr. 220957. 9/2 1917. **Franz Schneider Flugmaschinenwerke mit beschränkter Haftung,** Berlin-Wilmersdorf. 16/11 1917. Geschäftsbetrieb: Flugzeugbau. Waren: Bekleidungsgegenstände für Luftfahrzeuge, auch Pelzwaren, Dichtungs- und Packungsmaterialien, Wärmeschutz- und Isoliermittel, Asbestfabrikate, Putzwolle, Messerschmiedewaren, und zwar: Beile, Sägen, Werkzeuge, und zwar: Feilen, Hämmer, Ambosse, Schraubstöcke, Hobel, Bohrer u. dgl. Nähnadeln, Heftnadeln, Stecknadeln, Gußwaren, emaillierte, verzinnte Waren, bearbeitete und unbearbeitete Metallwaren für Luftfahrzeuge, Fahrzeuge, und zwar: Land-, Luft- und Wasserfahrzeuge, Firnisse, Lacke, Harze, Klebstoffe, Wichse, Bohnermasse u. dgl., Garne und Zwirne, Bindfäden, Seile aus Faserstoffen und Metalldrähten, Gespinstfasern, und zwar: Wolle, Baumwolle, Flachs, Hanf, Jute u. dgl.



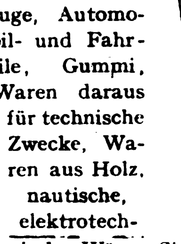
Nr. 220957.

Nr. 221153. 9/11 1916. **de Fries & Cie. A.-G.,** Düsseldorf. 27/11 1917. Geschäftsbetrieb: Maschinenfabrik und Eisengießerei sowie Handel in Maschinen, Werkzeugen. Waren: Heizungs-, Koch-, Kühl-, Trocken- und Ventilationsapparate und Geräte, Eisenbahn-Oberbaumaterial, Land-, Luft- und Wasserfahrzeuge, Automobile, Fahrräder, Geschosse, Munition.



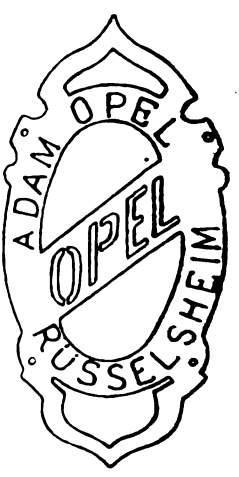
Nr. 221153.

Nr. 221158. 7/7 1917. **Helix Propeller-Gesellschaft m. b. H.,** Berlin. 27/11 1917. Geschäftsbetrieb: Anfertigung und Vertrieb von Holz- und Stahlblechpropellern. Waren: Massive, hohle und verstellbare Propeller aus Holz und aus Metall, für Land-, Wasser- und Luftfahrzeuge unter ausdrücklichem Ausschluß von Automobilkühlern.

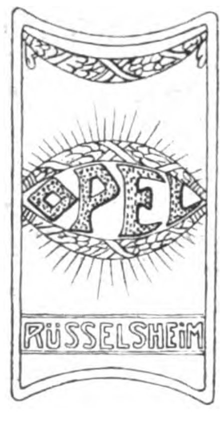


Nr. 221158.

Nr. 221289. 27/2 1917. Fa. **Adam Opel,** Rüsselsheim a. M. 3/12 1917. Geschäftsbetrieb: Nähmaschinen-, Fahrräder- und Motorwagen-Fabrik. Waren: Härte- und Lötmittel, Dichtungs- und Packungsmaterialien, Werkzeuge, emaillierte und verzinnte Waren, Klein-Eisenwaren, Schlosser- und Schmiedearbeiten, Ketten, Stahlkugeln, Reit- u. Fahrgeschirrbeschläge, Glocken, Land-, Luft- und Wasserfahrzeuge, Automobile, Fahrräder, Automobil- und Fahrradzubehör, Fahrzeugteile, Gummi, Gummiersatzstoffe und Waren daraus für technische Zwecke, Waren aus Holz, nautische, elektrotechnische, Wäge-, Signal-, Kontrollapparate, Instrumente- u. -geräte, Meßinstrumente, Maschinen, Maschinenteile, Schläuche, Nähmaschinen, Nähmaschinenbestand- oder Ersatzteile und -Zubehör, Musikinstrumente, Sattler-, Riemer-, Täschner- und Lederwaren.



Nr. 221289.



Nr. 221290.

Nr. 221290. 28/2 1917. Fa. **Adam Opel,** Rüsselsheim a. M. 3/12 1917. Geschäftsbetrieb: Nähmaschinen-, Fahrräder- und Motorwagenfabrik. Waren: wie bei **Nr. 221289.**

Nr. 221291. 1/3 1917. Fa. **Adam Opel,** Rüsselsheim a. M. 3/12 1917. Geschäftsbetrieb: Nähmaschinen-, Fahrräder- und Motorwagenfabrik. Waren: wie bei **Nr. 221289.**



Nr. 221 291.

Nr. 221 388. 5/10 1917. **Bayerische Motoren-Werke G. m. b. H.,** München. 10/12 1917. Geschäftsbetrieb: Motorenwerke. Waren: Land-, Luft- und Wasserfahrzeuge, Automobile, Fahrräder, Automobil- und Fahrradzubehör, Fahrzeugteile; stationäre Motoren für feste, flüssige und gasförmige Betriebsstoffe und deren Bestand- und Zubehörteile.

B M W

Nr. 221 388.

Nr. 221288. 24/2 1917. Österreich, 10/2 1917. **Österreichische Waffenfabriks-Gesellschaft,** Steyr; Vertr.: Pat.-Anwälte C. Fehlert, G. Loubier, F. Harmsen, A. Büttner, E. Meißner und Dr.-Ing. G. Breitung, Berlin SW 61. 3/12 1917. Geschäftsbetrieb: Fahrzeug- u. Waffenfabriken. Waren: Land-, Wasser- und Luftfahrzeuge, Automobile, Fahrräder, Motorräder, Automobil- und Fahrrad- sowie Motorradzubehör, Fahrzeugteile; Motoren für Land-, Wasser- und Luftfahrzeuge sowie für andere Zwecke; Zugmaschinen und deren Bestandteile; Schuß-, Hieb- und Stichwaffen.

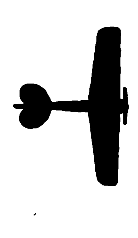
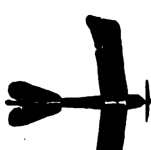
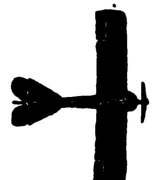
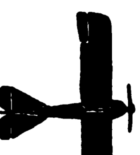
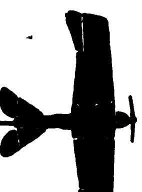
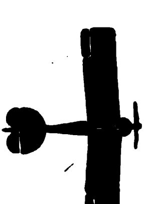
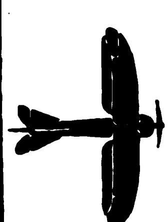
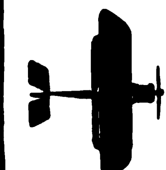


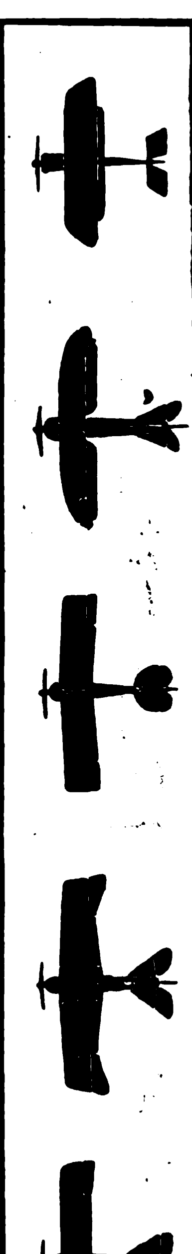
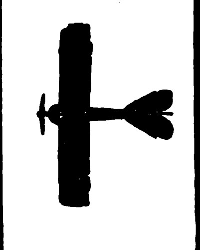
Nr. 221 288.

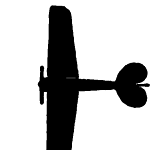


Firmen-Verzeichnis.






AEG

Für den Anzeigenteil verantwortlich: Julius Sassenhoff in München. — Druck von R. Oldenbourg in München.


UNIVERSITY OF MICHIGAN
3 9015 08012 9763

